

25X1

DIA review(s)
completed.

**PASSENGER AIRCRAFT IL-18
TECHNICAL DESCRIPTION
BOOK I
AIRCRAFT CHARACTERISTICS**

(Russian Language)

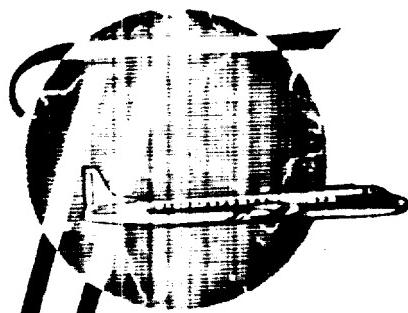
GROUP
Excluded from automatic
downgrading and
declassification

CONFIDENTIAL

BEST COPY
Available
THROUGHOUT
FOLDER

CONFIDENTIAL

25X1



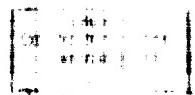
Массажирский самолет Ил-18

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Книга I

ХАРАКТЕРИСТИКИ
САМОЛЕТА

Государственное
научно-техническое издательство
«Оборониздат»
Москва - 1960



CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

25X1

Книгу составили

Генеральный конструктор самолета **С. В. ИЛЬЮШИН**

Вице-конструктор Бюро по Техническим описаниям **Л. Г. Мазур**

при участии

Н. П. Столбового, В. М. Шеймана и И. А. Зыкова

Иллюстрации выполнили

К. В. Капистин, Е. С. Чедышков, С. А. Волкова, В. И. Владислав
М. Н. Аслакожи и др.

Ответственный редактор **М. М. Кичигин**

Техническое описание самолета Ил-18 издается в шести книгах:
Книга I - Характеристики самолета.
Книга II - Иламер, бытовое и наземное оборудование.
Книга III - Служебная установка.
Книга IV - Шасси, управление и гидравлика.
Книга V - Электрик и радиооборудование.
Книга VI - Приборное, высотное и противообледенительное оборудование.

Описание составлено применительно к самолетам выпуска первых полетов 1960 г. По разным выпущенным самолетам имеются специальные пояснения в тексте.

Все последующие возможные изменения в конструкции самолета будут периодически освещаться в информационных бюллетенях завода.

Технический редактор **Л. М. Белообрюков**

CONFIDENTIAL

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4



Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4
2981

CONFIDENTIAL



CONFIDENTIAL

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

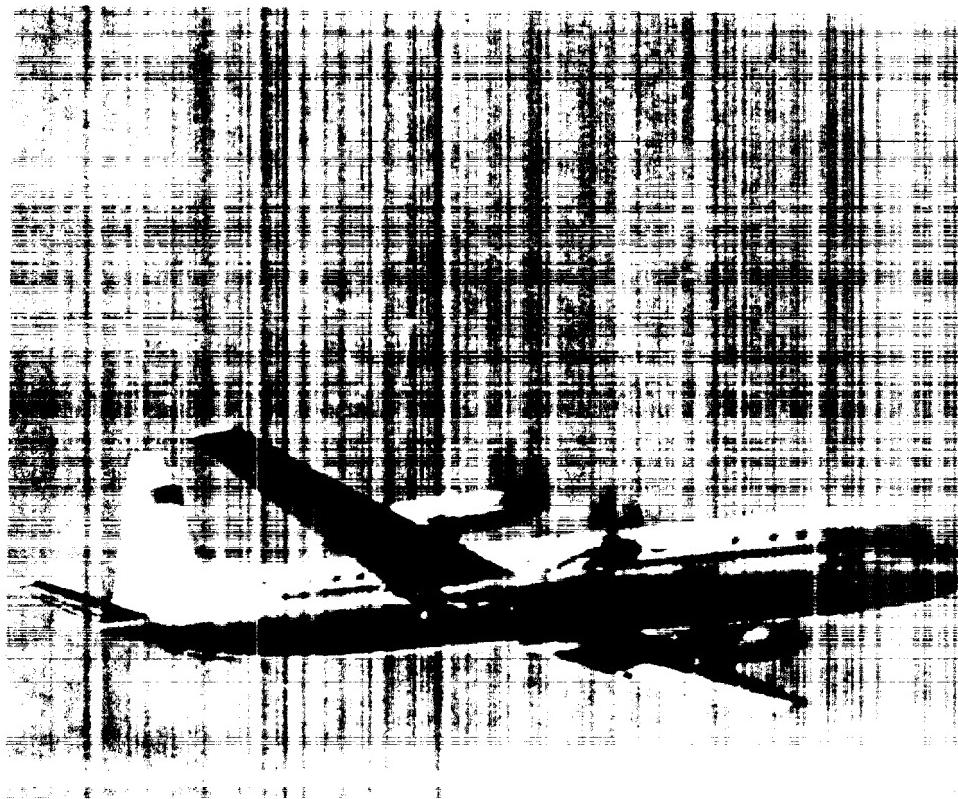
25X1

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

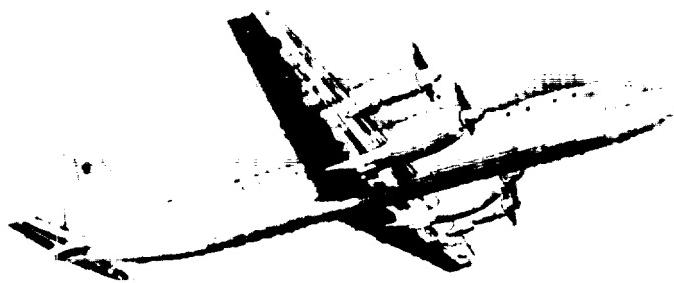
Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4



Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

CONFIDENTIAL



ГЛАВА I

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

I. ОБЩАЯ ЧАСТЬ

Новый магистральный пассажирский самолет Ил-18 (фиг. 1, 2, 3, 4 и 5) конструкции С. В. Ильюшина предназначен для массовой эксплуатации.

По схеме Ил-18 представляет собой моноплан с нижекомпонованным трапециевидным (в плане) крылом (фиг. 6).

Самолет снабжен четырьмя турбовинтовыми двигателями АИ-20A, мощностью по 4000 эквивалентных л. с. каждым. В нем размещаются 73—111 пассажиров.

Ил-18 обладает большой беспосадочной дальностью полета. Он может покрыть без посадки расстояние от Москвы до Иркутска, от Москвы до Дели, т. е. до 5000 км, причем остается еще запас топлива на 1 час полета. Рейсовая скорость полета 625±650 км/час. Длина разбега при вылете при различных весах самолета от 900 до 1200 кг, а пробега при посадке (с торможением винтами двигателей) — всего 600±700 м.

При создании Ил-18 были поставлены три основные задачи:

1. Обеспечение безопасности полета.
2. Получение высоких экономических и эксплуатационных показателей.
3. Обеспечение пассажирам всех необходимых удобств во время их пребывания в пути.

Ниже приводятся некоторые из решений, с помощью которых решены задачи безопасности, экономичности и комфорта.

БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА

На Ил-18 безопасность полета обеспечивается целым рядом специально разработанных и выполненных мероприятий. Укажем важнейшие из них.

На самолете применяются надежные турбовинтовые двигатели АИ-20A.

Установка четырех двигателей дает возможность полет самолета в горизонтальный полет при отказе одного или двух двигателей. Так, в случае остановки одного из двигателей можно продолжать полет или с вертикальной взлетной подъем на рабочий высоте 4000 м без снижения. При неисправности

двух двигателей горизонтальный полет возможен на меньших высотах. Разработан способы и устройства по автоматическому и электромеханическому флюгерированию винтов на всех режимах полета, что исключает возможность возникновения отрицательной тяги большой величины на неисправном двигателе.

Применены противопожарные мероприятия. Гидравлика удалено возможно дальше от приемных грузовых кабин — оно вынесено за крылья. Вся выхлопная система все горячие части изолированы от конструкции самолета стеклами из жаростойкой трубы. Воздух: выхлопные трубы проложены под крылом и подведены к его задней кромке; источником тепла для вентиляции гондол способствует хорошему теплоизоляции.

Кроме того, имеется еще мощная система охлаждения с применением высокоэффективного охлаждающего состава.

Конструкцию самолета защищены элементы, обладающие его прочности при длительном воздействии повторных нагрузок. Всю конструкцию отвечающие участки фюзеляжа имеют дублирующие детали, которые обеспечивают так называемую «двухъярусную» прочность.

Для повышения надежности и долговечности навигационные приборы, агрегаты радио и других оборудования дублированы.

В носовой части фюзеляжа установлен радиолокатор, предупреждающий летчиков о возможных препятствиях, самолетах и птицах. Старт и остановка этого локатора можно в таком же рефлексионном виде навигационные задачи.

Самолет располагает радиолокационной системой посадки.

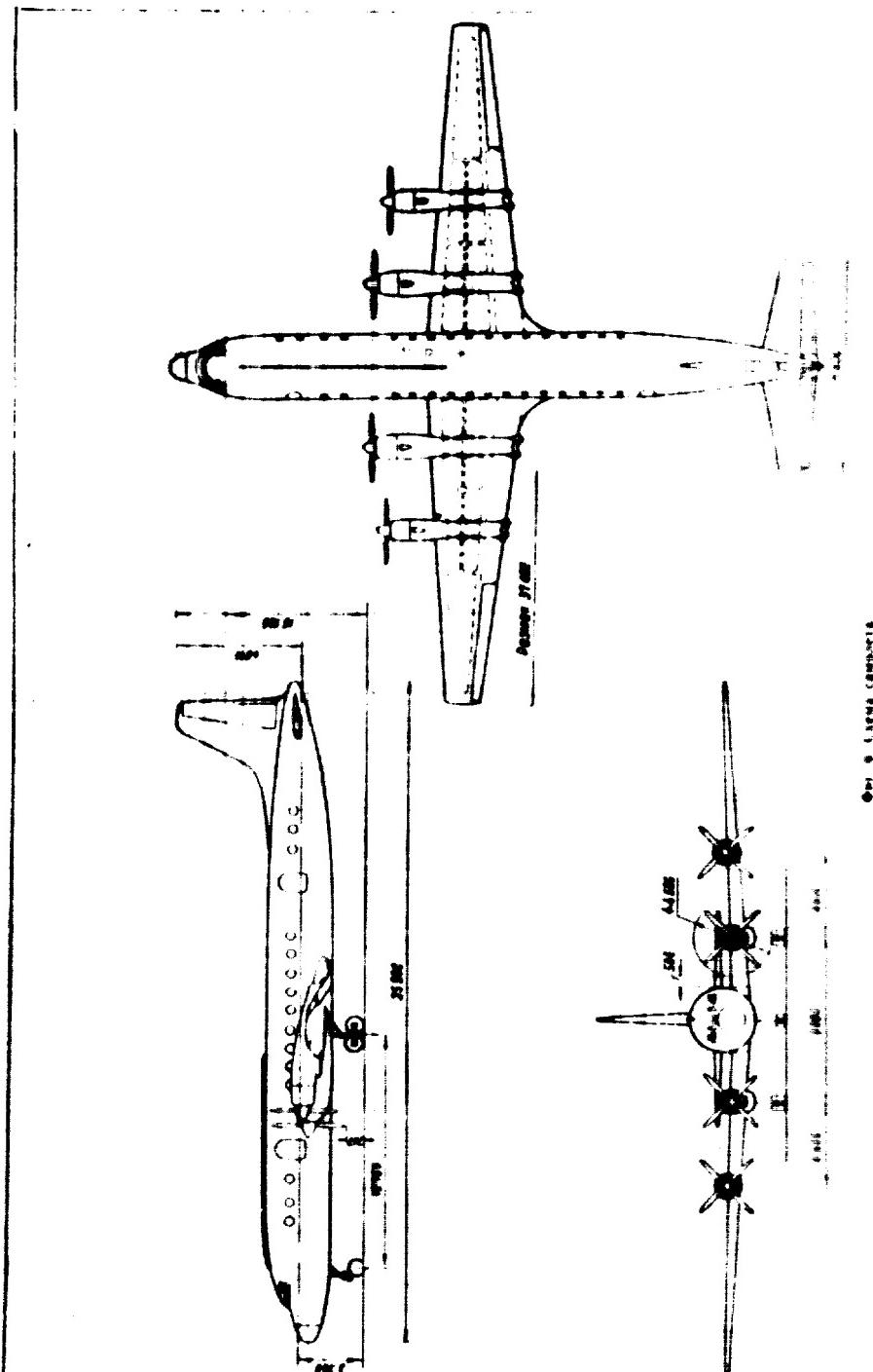
В электрооборудовании применена система с током понижения напряжения и через него — бортовое двустороннее питание распределительных щитов. Такая схема сохраняет работоспособность даже последнего действующего источника бортовой энергии.

Надежные и эффективные способы борьбы с противобледенителем позволяют избежать ошибок по обеспечению безопасности полета.

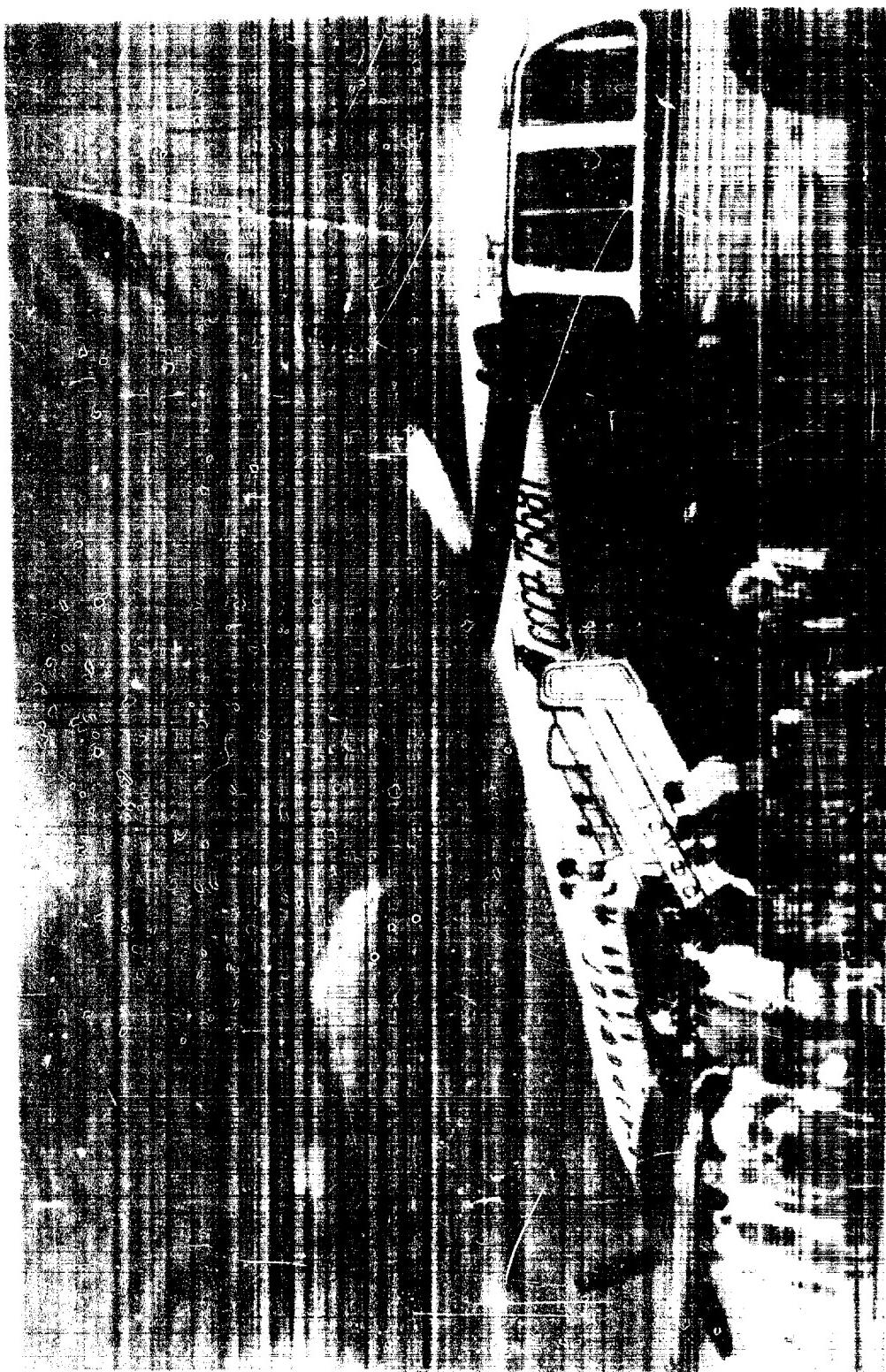
CONFIDENTIAL

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4
25X1

CONFIDENTIAL



CONFIDENTIAL



CONFIDENTIAL

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4
25X1

CONFIDENTIAL



CONFIDENTIAL

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

25X1

CONFIDENTIAL

Важной особенностью Ил-18 являются относительно небольшие для такого крупного самолета дистанции взлета и посадки. Это позволяет ему в случае неблагоприятной ситуации прервать полет и совершить посадку на примежуточном аэродроме. Кроме того, давление в пневматиках колес и шин Ил-18 сравнительно невысокое, поэтому самолет обладает хорошей проходимостью.

Самолет Ил-18 может эксплуатироваться с большинства аэродромов Аэропортов.

ЭКОНОМИЧНОСТЬ

Решением показателей экономичности Ил-18 является большая весовая отдача по полезной нагрузке – до 46 % от взлетного веса самолета. Это достигается рациональной компоновочной схемой, наивыгоднейшей для пассажирского самолета данного класса, применением ряда новых материалов, более совершенными методами расчетов и конструирования.

Рейсовая скорость 625±60 км/час и коммерческая нагрузка до 13 500±10 000 кг на дальность 2500 км дают высокую экономическую производительность самолета Ил-18.

Прямые эксплуатационные расходы на Ил-18 ниже, чем у аналогичных самолетов. Это объясняется, во-первых, хорошими аэродинамическими данными самолета и характеристиками двигателей, что позволяет получить на крейсерских режимах достаточно экономичные расходы топлива на 1 км пути; во-вторых, – технологичностью конструкции самолета. Поэтому первоначальная стоимость самолета Ил-18 невысока. Кроме того, массовый вид в эксплуатацию Ил-18 не потребует капитальных затрат на перебордование аэродромов, так как имеющиеся аэродромы можно некоторым образом использовать для Ил-18.

Составление высокой экономической производительности и сравнительно низкими прямыми эксплуатационными расходами делает Ил-18 самолетом передовых экономических характеристик.

КОМФОРТ

В Ил-18 пассажир чувствует себя нормально, так как в самолете создаются условия, близкие к наземным.

Пассажирские места об оборудованы мягкими удобными креслами с механизмом отклонения спинки, небольшой пуховой подушкой спинки. В кармане спинки кресла хранится склонный подносочный столик, который устанавливается на подлокотниках.

Пассажир имеет возможность ложась лежа на индивидуальной вентиляции и направить на себя струю охлажденного воздуха. Для этого достаточно открыть специальный клапан на щитке под подножкой.

В ночное время, когда общее освещение выключается, любой из пассажиров может выключить индивидуальную лампочку для чтения.

Одеята кабин и грузо-расчеток обделочных материалов сделана таким образом, что они оказываются в состоянии действии на пассажиров. Члены экипажа и пассажиры свободно могут находиться

стенок фюзеляжа, поглощая тем самым работой двигателей.

В кабинах самолета при помощи системы кондиционирования воздуха создается искусственный климат. Температура воздуха во время полета на любой высоте и в любое время года поддерживается около 20°. Влажность доводится до комфортной нормы – не ниже 40%.

Давление в кабинах до высоты 5000 м равно наземному. С дальнейшим подъемом на высоту оно изменяется по определенному закону. На высоте полета 8000 м оно соответствует давлению на высоте 1500 м над уровнем моря, а на высоте более 10 000 м давление в кабинах становится еще меньшим на высоте 2400 м.

В полете пассажиру предлагается обед, завтрак или ужин в зависимости от времени дня. Особенно тепло в любое время пассажир через бортпроводника может потребовать продолжительный завтрак чай, кофе, вина, фрукты.

Имеется буфет-кухня с конвекционной обдувкой.

К услугам пассажиров – гардеробы, багажники и хорошо оборудованные туалетные комнаты.

2. КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА

ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж – типа полуモンокок (фиг. 7), склеивающийся из дuralюминия марки Д16А-Т. Это высокопластичный материал, хорошо изученный и проверенный при длительной эксплуатации. Он обладает высокими показателями при повторных нагрузках. Для машины, рассчитанной на многие годы эксплуатации, какой является Ил-18, такой склейка Д16А-Т весьма цenna.

Каркас фюзеляжа Ил-18 состоит из 78 склеиваемых шпангоутов, частого стрингера и обшивки из прессованных профилей и обшивки. Обшивка в сечении имеет толщину 1,5–1,8 мм.

Все кабины самолета и ее багажно-грузовая зона расположены в герметической оболочке фюзеляжа. Они образуют так называемую герметическую кабину. Хвостовая часть фюзеляжа на которой установлено хвостовое оперение, входит в заднее багажно-грузовое отделение. Ее крышка – ровная.

В наиболее ответственных местах герметическая кабина – у вырезов для дверей, грузов и люков в аварийных выходах, встыке с хвостом и крылом фюзеляжа – конструкция выполнена по системе двуххвостовой прочности, что означает, что устанавливаются дублирующие стальные элементы.

Они имеют по два стекла, причем в случае разрушения одного из них второе стекло должно поддерживать полное давление.

Кабина экипажа отделена от пассажирской кабиной герметичной перегородкой, которая склеена с учетом аварийного поднятия давления (брекинг-демпфером) в кабине экипажа.

Стыки обшивки выполнены герметичными. Для повышения прочности шва при затяжке в зоне стыка обшивки клемка привинчена к скобе с усилием выпуклой головкой.

Для герметизации междуднома пространства между обшивкой и прокладкой стыка стяжка

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

тельная лента. Каждую моноблочную швов на Ил-18 весьма высокое ток для клепки в основном производится способом прессования.

КРЫЛО

Конструкция крыла моноблочная. В плане крыло имеет трапециевидную форму и состоит из центроплана и двух консолей.

Три лонжерона, 36 струпнеров, 49 нервюр образуют каркас центроплана, обивший снаружи дуралюминиевыми листами толщиной от 3 до 6 мм. Консоли крыла имеют два лонжерона, 26 струпнеров, 18 нервюр и обшивку толщиной до 2,5 мм.

В центроплане, между лонжеронами, сделаны контейнеры, в которых размещаются мягкие топливные баки. В консолях крыла отсеки между лонжеронами герметизированы и служат несущими средствами для топлива.

По носу крыла проложен нагревательный элемент электрического противообледенителя.

Закрылки и элероны цельнометаллические.

Закрылок применен двухщелевой конструкции с дефлектором. Высыпание и отклонение закрылка производятся при помощи электромеханизма, причем перемещается закрылок по коничной поверхности, что повышает его аэродинамическое качество.

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Вертикальное оперение имеет стреловидность по передней кромке в 22°, стабилизатор имеет стреловидность 7°.

Стабилизатор и киль — моноблочной конструкции, трехлонжеронные, обшивка — толщиной 1,5—2,5 мм. Носки этих элементов склеены пленкой электрическим противобледенителем.

Руль — цельнометаллический. У задней кромки руля поворота установлены пружинный сервокоммутатор и триммер. Кроме того, для загрузки передней при углах отклонения руля выше 12° в решетке скользления введены буферные пружины. На руках высоты имеются только триммеры.

Обшивка носков рулей выполнена из дуралюминия толщиной 0,8 мм, остальная поверхность обшивки дуралюминием толщиной 0,6 мм.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РАЗЪЕМЫ

В процессе встройки фюзеляж самолета Ил-18 собирается в основном из двух частей: герметической части длиной 28 м и хвостовой части длиной 7 м. В свою очередь эти части для расширения фронтов работ и возможностей прессовой клепки состоят из ряда профильных панелей. Каждая панель представляет собой профилакрованный лист обшивки с приклепанными к нему отрезками струпнеров и шпангоутов.

Крыло с силовыми установками собирается из семи основных частей: центроплана, двух отъемных частей (консолей), двух внутренних гондол двигателей с главными ногами шасси и двух внешних гондол. Кроме того, каждая из этих частей собирается из моноблочных панелей. Центроплан устанавливается снизу в зоне в фюзеляже в своих лонжеронами соединяется с силовыми шпангоутами. Обшивка фюзеляжа и крыла соединяются при помощи контурного профиля.

Все элементы конструкции крыла и хвостового оперения соединяются в единую единицу.

Прессовая клепка на Ил-18 производится способом клепки и соединения в единую единицу.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ РАЗЪЕМЫ

В аэродромных условиях для разборки самолета может быть снята передняя консоль крыла и консоль крыла, элерон и элерон.

Легко могут быть сняты с самолета передние и задние крышки люков дверей. Быстро снимаются крышки капотов и посыпь с бензобаков.

На самолете Ил-18 обеспечено упрощение разборки и сборки самолета с помощью специальных инструментов и приспособлений, а также систем и шасси. Все замбыльцы и болты можно снимать и устанавливать без инструментов.

В обшивке крыла имеются моноблочные разъёмы для осмотра отдельных агрегатов, широкий доступ для системы управления и электрооборудования.

Гидравлические, газовые и скользящие пропорциональные по фюзеляжу и крылу пропорции в зоне крыла и консолей, что позволяет пропускать провода и гидравлические линии. Использование гидравлических, газовых и скользящих пропорций исключает возможность короткого замыкания и делает их удобными для монтажа и демонтажа.

СЛОВАЯ УСТАНОВКА

Четыре турбовинтовых двигателя АИ-18 установленные на Ил-18, обладают суммарной выхлопной мощностью 16 000 каваллонитов.

Двигатели снабжены четырьмя винтами диаметром 1,5 м и четырьмя винтами АВ-68И диаметром 1,5 м.

В системе регулирования давления в двигателе имеется ряд противовоздушных устройств в форсунках, флюгеров, фланцах и т.д., а также механическая аварийная система. Система фрикционной установки лопастей винта на кромке лопатки винта, гидравлический фиксатор винта на кромке лопатки, давления масла за регулятором шестерни и гидроблоковый фиксатор шестерни. Винт с автоматической винти предохраняет от раскрытия фрикционных механизмов.

Для сокращения пробега винта при полете винты снимаются с промежуточного вала и не подключаются к режиму авторотации. Винт под действием пружины тяги, заторможивающей самолет.

В местах крепления двигателя к фюзеляжу установлены тяготяготы, которые гасят изгибание.

Отсеки установки двигателей, выхлопные трубы и шасси разделены противовоздушными щитами из алюминия и титана. Выхлопные трубы изолированы от крыла воздушными каналами. Крылья изолированы закрыты кожухом из листового пластика, который охлаждается воздухом.

При поднятых крыльях изолируются от фюзеляжа, давая свободный доступ к двигателю и всем системам и агрегатам установки.

Топливная система самолета Ил-18 имеет симметрично расположенные в центральной зоне лопатина крыла баки для бензина 20 000 л и для дизеля при удельном весе топлива 0,785 л/кг, общая емкость 18 600 л.

Баки в консольных частях крыла и в хвостовой части имеют собой специальную форму с конусом для приема топлива, входящие в конструкцию крыла. В центральной зоне установлены мягкие бензобаки. Гидравлическая

CONFIDENTIAL

смотрен вариант замены части мягких баков в центрелине баками отеками (то есть ковбойских). В этом случае запас топлива на самолете увеличивается до 27 000 л (20 800 кг).

Топливные системы для двух правых и двух левых двигателей в нормальных условиях состоят из магистралей, одна от другой, но в случае необходимости можно объединить их, открыв кран коммюнике.

Питание двигателей топливом осуществляется с помощью подкачивающих электронасосов, монтируемых на расходных баках. К каждой паре двигателей топливо подается двумя подкачивающими насосами. В случае неисправности одного из насосов оставшийся насос обеспечивает подачу топлива для работы обоих двигателей на всех режимах полета. Для пилотной гарантии на самых двигателей установлено еще по одному подкачивающему насосу.

Топливная система чрезвычайно проста, не требует каких-либо переключений в зависимости от кранами в полете. При полете на дальность в 3000 км заполняется только часть баков, составляющих так называемую «основную» систему.

Полет на 5000 км проходит при всех заполненных баках, причем расходуется в первую очередь топливо из баков, расположенных ближе к фюзеляжу. Процесс перекачки идет автоматически.

Система смазки. Каждый двигатель имеет самостоятельную систему смазки. В нее входят: бак емкостью 56,5 л, воздушный масляный радиатор, насосный агрегат и приборы юстировки.

Система выполнена по кольцевой схеме. Откачивающие насосы подают масло через центральный воздухоотделитель в радиатор, откуда оно засасывается нагнетающим вакуумом. Маслобак подключен параллельно основной магистрали и служит для пополнения циркулирующего масла.

Запуск двигателей – электрический, от симметричных стартер-генераторов и бортовых аккумуляторных батарей или турбогенератора. Весь процесс запуска автоматизирован.

ШАССИ

Шасси самолета состоит из двух главных ног и передней носовой ноги.

Подкрыльевые (главные) ноги имеют тележки с четырьмя тормозными колесами 900×300 мм, носовая управляемая нога сконструирована двумя колесами 700×250 мм.

Амортизаторы шасси – аэродинамические.

Все ноги шасси убираются в специальные отсеки вперед и назад самолета. Это гарантирует выпуск шасси при любых обстоятельствах, даже при неисправной гидравлической системе.

Створки отсеков шасси открываются только на время выпуска или уборки ног. При стоянке самолета и в полете они закрыты, что уменьшает добавочное противление самолета в полете. Эта система удобна также и в эксплуатации: отсеки не загрязняются при движении самолета по аэродрому.

Рычажная система передних ног, сравнительно небольшое давление в шлангах и большие величины обжатия амортизаторов делают амортизацию самолета весьма мягкой. Для пассажиров проходит почти не заметные моменты перехода самолета от разбега к взлету и удара колеса о землю при посадке.

Для повышения безопасности и релаксации пилота все операции по выпуску и уборке шасси автомати-

зированы. Летчику достаточно нажать кифуку, как створки начинают открываться, если включается, а после выпуска шасси створки автоматически закрываются.

УПРАВЛЕНИЕ РУДЬМИ И ЭЛЭРОНАМИ

Все управление жесткое и выполняется при помощи алюминиевых тяг. Бугеры в системе не применяются. Приемлемые для летчиков величины нагрузок на педали и штурвалы получены путем оптимального подбора осевой компенсации тяг и зазоров установки сервокомпенсатора и инструкции пружин на руле поворота.

В проводки управления включены рулевые машины автопилота АП-6Б.

Простота системы управления – это отличие в некоторых сложных механизмах делает ее весьма надежной в эксплуатации и безотказной.

Органы управления стопорятся на стоянке встанционными механизмами. Это предохраняет руль и элероны от повреждения при сильных порывах ветра.

ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ И ГАЗОВАЯ СИСТЕМЫ

Рабочее давление в гидросистеме 210 кг/см². Оно создается двумя поршневыми насосами 111-25 с приводом от самолетных двигателей. Продолжительность обоих насосов 40 л/мин. Система заполнена жидкостью АМГ-10.

Посредством гидросистемы производятся:

- выпуск и уборка шасси;
- нормальное торможение колес; выключение горизонтального стабилизатора;
- управление поворотом передней ноги;
- включение механизмов флюгерования;
- работа стеклоочистителей.

Управление кранами шасси дистанционное – электрическое. Сжатый азот применяется для привода гидроаккумуляторов, аварийного торможения колес и аварийного флюгерования.

Азот содержится на самолете в двух стальных баллонах, заряженных до давления 160 кг/см².

Жидкость очищается тремя фильтрами, в герметичной изоляции можно легко промывать без слива всей жидкости из системы. Для повышения надежности системы – трубопроводы высокого давления (210 кг/см²) изготовлены из нержавеющей стали.

СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ

Система кондиционирования воздуха Ил-18 предназначена для создания внутри самолета нормальных жизненных условий при полете на больших высотах – 8000–10 000 м.

Герметическая кабина Ил-18 имеет объем 180 м³ и по существующей классификации относится к категории вентиляционного типа.

Комплексная система кондиционирования обеспечивает нужное давление, вентиляцию, отопление и охлаждение кабины. Специальная система поддерживает в ней необходимую влажность воздуха.

Нагретый воздух для работы системы отбрасывается от компрессоров самолетных двигателей. Температура воздуха от 2900 до 3400 л. секунды.

При полете самолета на высоте 8000 м температура в кабине будет соответствовать температуре 1500° в при-

CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL

уровнем моря, на высоте 10 000 м - 2400 л. Максимальный перепад давления между кабиной и наружной атмосферой 0,5 кПа/м². Для улучшения ощущения пассажиров при наборе самолетом высоты или при снижении в кабине поддерживается наемное давление до высоты 5 000 м. Воздух в самолете всегда имеет необходимую влажность (не менее 40%) и комнатную температуру около 20° С. Кабина хорошо вентилируется – воздухобмен достигает 30 полных смен воздуха в час.

В систему индивидуальной вентиляции подается откаленный воздух. Путем регулирования синхронного автомата может быть установлена температура воздуха в диапазоне от +5 до +20° С.

Необходимо отметить, что вся система кондиционирования действует автоматически, но в случае неисправности какого-либо механизма член экипажа может вручную задать нужный режим. Для повышения безопасности полета важнейшие агрегаты, поддерживающие нормальный выхлопной и тепловой режим, дублированы.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Противообледенительное устройство Ил-18 обеспечивает возможность длительного полета в условиях интенсивного обледенения.

На самолете защищены от обледенения носки крыла и опрелости, обтекатели в лопастях винтов, воздухозаборники двигателей и радиаторов системы кондиционирования, стекла кабин экипажа, т. е. все места, наиболее подверженные этому явлению.

Самолет Ил-18 располагает мощными источниками электроэнергии, что позволяет применять системы электротермических противобледенителей. Они представляют собой токонагреваемые элементы, расположенные на лобовых частях защищаемых поверхностей.

Основными источниками электроэнергии служат генераторы постоянного тока и линии для обогрева стекол и лопастей винтов. Используются генераторы переменного тока. В носки винтах кабинок двигателей и воздухозаборниках обдува генераторов подается нагретый воздух от компрессоров двигателей.

Противобледенители не теряют своей эффективности при отказе одного из двух двухсигнальных двигателей.

Специальные сигнализаторы извещают экипаж о входе в зону обледенения и выходе из нее.

ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА

В конструкции самолета Ил-18 предусмотрены ряд элементов, которые обеспечивают пожаробезопасность. От случайностей гарантирует специальная противопожарная система. В нее входит часть стационарных огнетушителей ОУ-8, заряженных составом «3,5» (емкость каждого огнетушителя 8 л), и четыре переносных углекислотных огнетушителя ОУ.

Стационарные огнетушители предназначаются для ликвидации пожара в гондолах двигателей переносными огнетушителями вывозятся внутри самолета.

Система выполнена таким образом, что в первую очередь автоматически при поступлении электрического импульса от термодатчиков разряжается половина

баллонов (3 шт.), второе тяговое усилие создается по усмотрению членов экипажа. В конце полета в каждой гондоле остался один баллон.

На случай вынужденной посадки на гондолы с убранным шасси на концах гондол установлены дымовые снаружи, поставляемые экипажем из запасных огнетушителей, их разрывку можно осуществить с концов с землей.

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В основу пилотажно-навигационного оборудования самолета Ил-18 заложено применение АИР-18, состоящего из систем ЕС-Б и аэронавигации.

На доске приборов, у радиотехнической станции, устанавливается тангенциальный индикатор ТИ-50БМ-1, показывающий курс самолета.

Питание мембранных аэрографов осуществляется от двух бортовых приемников частотного излучения ТП-156.

Статическая проводка этой системы не имеет жестко-бортовых выводов, то есть тягово-кабельный метод не используется, работоспособность проверяется вручную, если произойдет обрывение бортовых выводов.

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

На самолете Ил-18 применяется система электроподжигания постоянного и переменного тока.

Источниками электроподжигания постоянного тока являются восемь генераторов СД-121МД (из которых 6 из 12) с приводом от самолетных двигателей и аккумуляторные батареи. При отключении генераторов работают как электрические стартеры, а затем переводятся на режим питания постоянным током бортсети самолета. Помимо этого, имеются сети постоянного тока при работающих двигателях на 27 в ± 10%, а при питании от аккумуляторов на 24 в.

Питание ряда агрегатов первичным постоянным током производится от четырех генераторов с СД-121МД мощностью по 8 кВт и от преобразователей СП-150. Трехфазный переменный ток изображается, питающимся от двух преобразователей НП-150Н, либо от трех резервных.

Для контроля за работой агрегатов и состояния в кабине экипажа имеются специальные схемы с контрольными приборами.

РАДИООБОРУДОВАНИЕ

На самолете установлено радиооборудование, которое обеспечивает связь экипажа с землей, а также самолетную связь, внутреннюю связь экипажа, а также, кроме того, вождение самолета в сложных метеорологических условиях и помощь в посадке.

В комплект радиооборудования входят радиостанция, две командные станицы типа РПС-121, радиокомпасы, высотомер, устройство для определения маркерного устройства, первоизвестник, радиодиктор РПС-11-2И.

Носовой зонд РПС-11-2И выдает сигналы дикторам о возникновении какихлибо опасных условий на пути самолета с целью предупреждения о приближении к грозовым фронтам.

РПС-11-2И помогает ориентироваться экипажу и может работать по связям с наземными радиостанциями.

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

КИСЛОРОДНАЯ СИСТЕМА

Система предназначена для функции кислорода для одного члена экипажа - прапорщика. Особые части экипажа ползунки и кислородом включаются в аварийных случаях. Пассажирам, которые нечувствительны необходимостью кислородного аппарата, представляется возможность его отключения. Всего рядом их переносных баллонов.

3. КОМПОНОВКА САМОЛЕТА И КОМФОРТ**КОМПОНОВКА**

Внутреннее устройство самолета Ил-18 выполнено таким образом, чтобы эксплуатирующие организации быстро, в условиях аэропорта, могли перевозить пассажирские конвоя. Для показана практика, потребность в билетах определяется стойкости непостоянной и очень удобно, когда путем только перестановки кресел можно изменять варианты компоновки кабин (фиг. 8 и 9).

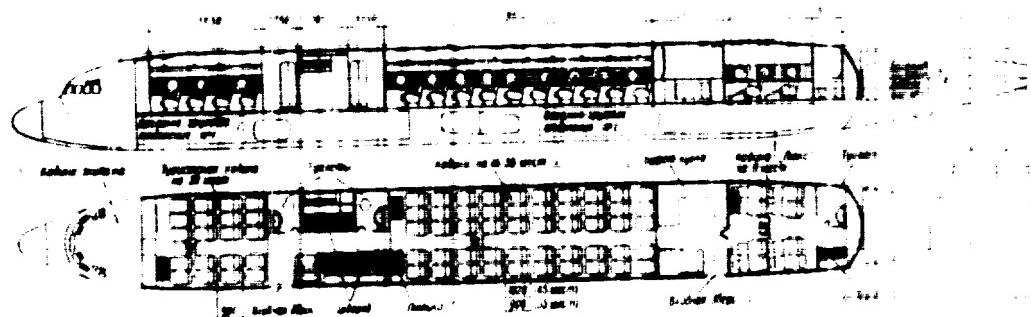
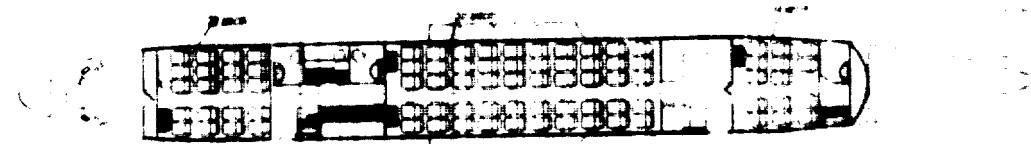
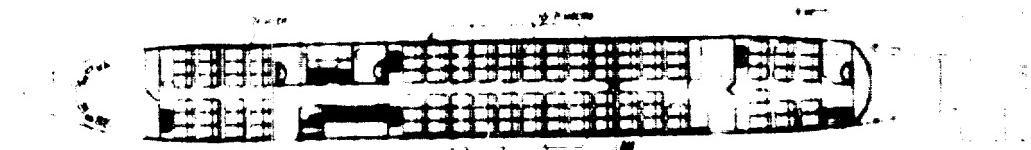
Компоновка самолета смещением варианте имеет 65 пассажирских мест первого и туристского

классов, восемь спальных мест класса «стюард», будущую кухню, три туалетные комнаты и грузовой отсек. Оставляя неменее 1000 мм расстояния в радиусе всех помещений, только сблизив кресла в центре пассажирской кабине и сидя передней частью буфета, можно поставить дополнительные ряды кресел и на самоделе сидятместить еще 33 пассажира.

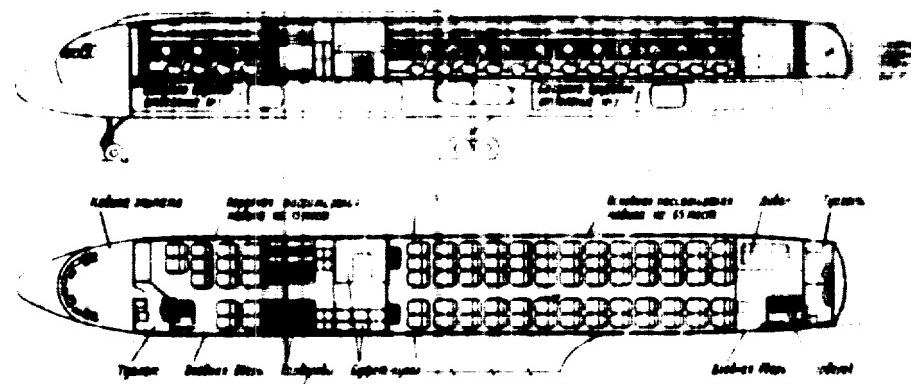
Если в аэропорту возникнет потребность за счет большего числа пассажиров, то путем сдвигов сидений в бокне спальных кресел на 1000 мм можно достичь количества мест на самолете членов экипажа до 102. Причем все сиденья в тубусах облегчиваются и для машинистские установки в кабинах остаются на высоком уровне.

Комплект кресел на 73-78 пассажирских мест для самолета Ил-18 пассажиров. Помимо этого разработан вариант на 120 мест.

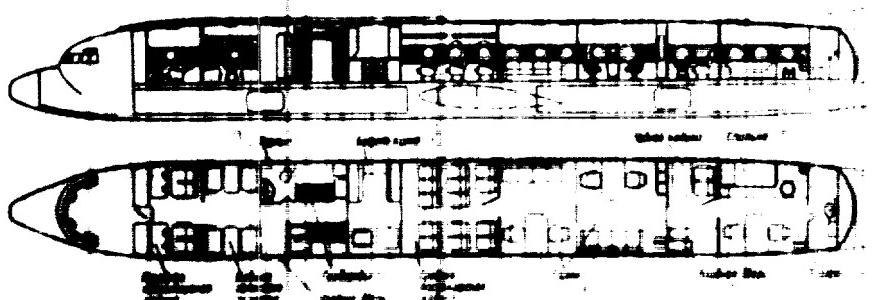
Для поездок на большие расстояния без остановок предполагается самолет в пассажирской кабине. Так называемый «адмирал» (отделение «стюард»). В нем все рассчитано для длительного пребывания в самолете сравнительно небольшого числа пассажиров — до 25 человек.

Специальный вариант на 73-78 пассажирских мест**Туристский вариант на 64 пассажирских места****Автомобильный вариант на 105-ти пассажирских мест****Фиг. 8. Варианты внутренней компоновки кабин самолета на 73-111 пассажирских мест**

CONFIDENTIAL



Фиг. 14. Конструкция кабин самолета на 40 пассажирских мест.



Фиг. 15. Конструкция кабин самолета в варианте пассажирского лайнера.

Здесь имеются: простор 48 креселами, каждое с не скользящими комфорtabельными крестообразными удобными диванами, библиотечкой, размещенной в красиво оформленном кабине телевизора, столовой буфет-кухня со всем необходимым для приготовления горячих и холодных блюд, гардероб, туалетные комнаты и пр.

Свободны от работы на самолете членам экипажа обеспечивается возможность отдыха, для чего ведено специальное помещение. Сотрудники высшего класса располагаются в короткие скрученные кресла 1 класса.

Самолет Ил-18 может лететь в пассажирском режиме и для грузовых перевозок.

КАБИНА ЭКСПЛУАТАЖА

Все члены экипажа, кроме капитана и лейтенанта штурмана и бортрадиста размещаются в кабине экипажа, в носовой части самолета.

Переднюю часть кабинки занимает приборная доска; слева и справа от нее расположены борта пас-

сажерные кресла, установленные в два ряда по четыре кресла.

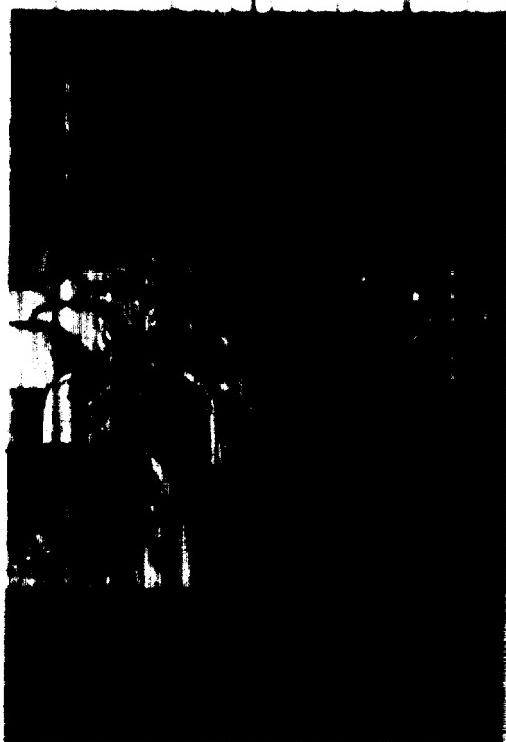
На приборной доске размещены: спидометр, азимутометр, компас, альтиметр, радиоприемник, радиотелефон, радиотелеграф, радиокомпас, КПД, радиотелефон, система радиосвязи, система радиотелеметрии и т. д.

На левом борту кресла установлены: радиотелефон, маскомаск, стеклоочиститель, система управления пологающимся крылом, радиотелефон, радиотелеграф, радиокомпас, радиотелефон, радиотелеметрия, система радиосвязи, система радиотелеметрии и т. д.

Механическая связь осуществляется с помощью с ручками управления управляемых органов, с помощью краинками трапеций и т. д.

~~CONFIDENTIAL~~

В левой части кабинки оборудовано рабочее место штурмана, где имеются стол для работы с картами, вертикальная приборная доска и щиток. Главными приборами на щитовом расположены: указатели различ-



Фиг. 3. Пластиничные забои.

компаса, курсовой системы, автоВШУРМАНА и индикатор радиолокатора РДОН-2Т с панелью управления.

В правой части кабинки помещается радиостанция с своим оборудованием. Здесь установлены временные связные радиостанции, которым радиостанция управляет непосредственно, а также пульт дистанционного управления приемником временной радиостанции, блоки передатчика связи и радиостанции, блоки питания, элементы управления.

На некоторых воздушных линиях в число членов экипажа включается бортовой инженер. Для него ставится скользящее сиденье, на которое крепятся кресла пилота и радиостанции.

СБОРУДОВАННЯ ПАССАЖИРСКИХ ЛІГТ

Кресло №18 весьма удобно и легко по рисунку. Сиденья, спинка и подлокотники из панели и с обивкой из мягкого перистого велюра.

Кресло драпировано винилом с имитацией ясень-
локана. Ткань не горючая. В комплекте с креслом -

Драпировка укреплена на кресле таким образом, чтобы ее можно было легко снимать для очистки и дезинфекции. При выдвинутом спинке в положении № 4 открывается замок крепления спинки и подушки, может занять в кресле в другую позу, а также в положения лежа с вытянутыми ногами в положении № 3 спинка в исходное положение возвращается на свое нормальное положение. К креслам стального варианта прилагается съемная мягкая подушка.

В подоконнике кресто змеется волнистый, а сзади и спинке дна картина. В сложенном виде изображается съеденный столик, в другом – гравированный пиджак в литература. Кроме того, кресто стоят две небольшой пурпурной подушкой и привязаны к верхней

Съемный столик может быть легко установлен в ванну подлокотника съемного раковины или превращен в рабочий стол. За столиком можно работать, не вылезая из ванны, и писать на него поднос с пищей, положив на столик доску.

В парных креслах средней пассажирской стойки 8, что дает возможность преобретать эти кресла в небольшом количестве, на который может потребоваться один, получившийся в результате необходимости

Для самых маленьких пассажиров изгородь в кабине имеет вид ящичек с яркими картинками на передней панели. Для самых маленьких пассажиров изгородь в кабине имеет вид ящичек с яркими картинками на передней панели.

Почувствовав необходимость в усиществовании приват-
войдачи, пассажир выходит из машины и наспех вы-
пирахивает ей в свою сторону. Через расщелину в
нейблитнике дальнобойщик будет выходить струя охлажд-
аемого воздуха.

В начале пути в пассажирских кабинах тепло и только дежурное извещение. В этом случае пассажиры, находящиеся в кабине, пользуются горячим воздухом от горелки. Она включается кнопкой, расположенной на передней панели, как для зажигания.

Для вызова бортпроводника надо нажать на кнопку вызова на щитке. Этим подается сигнал в бортовую проводку и одновременно звонок в кабину бортпроводника, помещенную в купе.

Огаптываются кубы тайф-воздуха, который выходит через многочисленные отдушины у основания фальшивки.

В самолете нечувствуется саржников, в которых холода не течет. Все кабины обогреваются разом мерино, а количество пост-воздуха в них поддерживается дозировано. Теплый воздух омывает борта, перемещаясь с кабинами впереди, и выходит из через перфорацию в кессоне и палубу из-под ковровой обшивкой в грузовые отсеки. Притом воздуха хватает всегда спокойствию на рельеф не является источником непримитивной природы землетрясений.

Кабинный воздух абсолютно чист в пределах 1 м³ и удерживает специальную регуляторную изотермическую влажность температуру 16 °C.

~~CONFIDENTIAL~~

CONFIDENTIAL

ОТДЕЛКА КАБИНЫ

Ил-18 выпускается с несколькими вариантами внутренней отделки. Но есть оговорен тот принцип, что подбор материалов и их распределение должны действовать успокаивающие за пассажиров, возвращая его в привычную наземную обстановку.

Потолок и борта обтягиваются перфорированной тканью, покрытой стекловолокном, эластичной пластмассой. Этот материал, называемый панелином, имеет приятную перфекционистскую поверхность с великим счетным расположением.

Сообщено важно отметить, что панели очень легкие и удобны в эксплуатации. Он хорошо моется теплой водой, несетится салфеткой и другими растворителями. Ремонт перегородок или мест проходов не требует особого умения. Это можно спешить или скрывать, как обычную ткань.

Хорошее изоляция из стекловолокна значительно снижает уровень шума отработавших двигателей. Пассажиры могут без напряжения разговаривать между собой, шум не мешает им.

Перегородки обшиваются сложным пластиком, имитирующим дерево и пластины пластика, или оклеены панелином. Порты из Хромонового атласа обрамляют проходы между кабинами.

Внутренние панели диаметром 400 мм пропускают много света, причем окраины панелей окрашены в светлый цвет — под «спокойную кожу», что снижает ощущение напряжения. Всю перегородку между кабинами драпируют перегородочные занавески из шелковисто-текстурной ткани.

Некоторые панели пропускают перегородка панель называется «бюро-корто», в которой размещаются кипяток, сковородка и электроплитка.

Панели кабин оклеены специальными облегченными панелями.

Сидеровая поверхность погодка кабин разбита на две блоки: спинки — сиделки. Каждая панель обшивается панелином самостоительно. Затем все они соединяются в физически. В случае поломки можно снять один блок для ремонта.

В одинаковом отношении здание потолка на ряд панелей помогает избавиться от туннельного вида кабин.

В первое время кабина засвечивает мягким рассеянным светом, исключающим чувство усталости в пути. Источниками света служат потолочные плафоны, установленные над центральным рабочим местом. Плафоны выполнены из теплоустойчивого стеклопластикового стекла.

Все пассажирские помещения, буфет-кухни, служебные комнаты, гардеробы и багажники имеют такую же плавательную отделку, как и пассажирские кабины.

ВИТАНИЕ ПАССАЖИРОВ ВО ВРЕМЯ ПОСЛЕДА

На Ил-18 отведено довольно большое помещение для буфет-кухни.

Буфет, обладающий снизу, оборудован электрическим шкафом, сотовиками и многочисленными горелками с электронагревом. Продукты и посуда держатся в кабине в металлических контейнерах.

Задачи кухонной вытапливания буфет-кухни на Ил-18 распространяются во съезде специальных запасах.

В кабине можно получить бутылки, стаканы, жареный бифштекс, отварную рыбу, фрукты и т.д. Все бутылки в кабине сидят на подставках из цехов питания грузовой группы. В это же время они только разогревают. Быстро и просто справляют спиральные индивидуальные обеды во время завтрака, обеда или ужина и т.д. пассажирам.

ВЫТОВЫЕ УДОБСТВА

При входе в самолет пассажир останавливается на полу, головой убор в правом из трех рядов, багаж размещается в заднем салоне. Небольшие личные вещи пассажира можно поместить в багажную ящику в самолете.

На самолете три туалетных комнаты с общим видом просторны. Над умывальником имеется большое зеркало. Туалетный приборы включают в себя и грязь воды. Унитаз промывается ручной или химической жидкостью, уничтожающей все запахи. Кроме того, эти помещения ходят вентилируются.

БАГАЖНО-ГРУЗОВЫЕ ОТДЕЛЕНИЯ

На самолете оборудованы три отдельных места для багажа и багажа. Общий объем их составляет 34,96 м³.

Это очень большое отделение для пассажиров первого класса, в них можно разместить виды грузов.

Под полом пассажирских кабин расположены осирные грузовые отделения объемом 13,37 м³ (передний) и 13,68 м³ (задний). Отделение разделено на три секции, что позволяет перевозить различные виды грузов, боящихся замерзания, а также груда может производиться с помощью небольшого погрузчика. Внутри отделений тулы устанавливаются на специальную тележку с переключением тяг и укладки. Такой способ удобен и изящен, но зато требует время загрузки самолета.

Грузовые отделения по ширине приближенно разграничены решетками из рельсов, которые препятствуют движению грузов в процессе эксплуатации самолета. При этом эти же грузы прикрепляются ремнями к полам и стенам отделения.

В хвостовой части имеется багажное отделение № 3 также довольно большое с общим объемом 7,06 м³, но это отдельное помещение. Багажные двери появятся в кабине для крупногабаритных грузов.

4. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Кабин

Профиль	Ширина	Высота	Глубина
Площадь	1,6	1,6	1,6
Размер крыла	1,6	1,6	1,6
Размер центропланка	1,6	1,6	1,6
Удлинение	1,6	1,6	1,6
Корневая зона (при оси симметрии самолета)	1,6	1,6	1,6
Концевая зона	1,6	1,6	1,6
Сужение	1,6	1,6	1,6

CONFIDENTIAL

САХ	1.0517 м	Объем заднего герметичного багажно-грузового отделения	† 56 м³
Угол поворотного V	3° (до линии фиксиров.)	Размер загружаемого зоны переднего багажно-грузового отделения	0,75x1,20 м
Угол заделания	3° (до начала крутки)	Размер загружаемой зоны заднего багажно-грузового отделения	0,71x1,00 м
Угол геометрической крутки	- 1°	Размер зоны заднего багажно-грузового отделения	0,9x1,00 м
Экспедиция			
Тип якоря	ЦАПИ	Горизонтальное склонение	
Площадь якоря	9,11 м² (6,5% S крыши)	ЧАСЛ-10 модифицированный	
Площадь компенсации	2,02 м² (29% S зоны)	Площадь горизонтального склонения полотна	17,79 м² (19,7% S крыши)
Размер двух зон якоря	13,132 м (35,3% S крыши)	Площадь горизонтального склонения искусств	24,32 м (27,30% S крыши)
Максимальная зорда	0,86 м (27% S крыши)	Площадь руля высоты с компенсацией	9,36 м (34,6% S горизонтально склоненного склонения полотна)
Минимальная зорда	0,513 м (27% S крыши)	Площадь компенсации (с вырезами)	2,65 м² (31% S руля высоты)
Глубина компенсации	0,14-0,159 м (29% S зоны)	Размер	11,8 м
Углы отклонения	± 20°	Максимальная зорда горизонтального склонения	3,15 м
Площадь трапеции	0,365 м² (43% S зоны)	Минимальная зорда горизонтального склонения	1,57 м
Углы отклонения трапеции	± 15	Максимальная зорда руля высоты	1,297 м (21,53% S горизонтально склоненного склонения)
Накидка			
Тип	Выполнено из ткани усиленной	Минимальная зорда руля высоты	0,679 м (41,5% S горизонтально склоненного склонения)
Площадь	7,15 м² (11,31% S крыши)	Максимальная зорда компенсации	0,490 м (32,3% S руля высоты)
Размер	23,07 м (6,18% S крыши)	Минимальная зорда компенсации	0,210 м (32,3% S руля высоты)
Максимальная зорда	1,576 м (10% S крыши)	Сужение горизонтального склонения	
Минимальная зорда	1,006 м (10% S крыши)	Удлинение	1,02
Посадочный угол	10°	Углы установки горизонтального склонения	-10°
Взлетный угол	10°	Поворот V	0°
Фюзеляж			
Длина	37,9 м	Углы отклонения руля высоты	-10°
Диаметр	3,5 м	Площадь трапеции (двой.)	0,05 м² (6,9% S зоны полета)
Полный модуль с фонарем и обтекателями	9,6 м²	Углы отклонения трапеции	-10°
Модуль двух внутренних гондол	6,96 м²		
Модуль двух внешних гондол	2,8 м²		
Кабина			
Общий объем герметичной части фюзеляжа	20 м³	Вертикальное склонение	
Объем кабины экипажа	9,0 м³	ЧАСЛ-10 модифицированный	
Объем передней пассажирской кабины	21,3 м³	Площадь вертикального склонения	17,03 м² (12,0% S крыши)
Объем средней бытовой зоны (радиаторы, вентиляторы и два туалета)	24,2 м³	Площадь руля наклона	6,05 м (37% S горизонтально склоненного склонения)
Объем одной тумблерной комнаты	2,6 м³	Площадь компенсации (с вырезами)	1,05 м² (31,0% S руля высоты)
Объем средней пассажирской кабины вместе с буфетом-кухней	67,0 м³	Максимальная зорда вертикального склонения	4,005 м
Объем задней пассажирской кабины	16,1 м³	Минимальная зорда вертикального склонения	1,005 м
Объем задней грузовой комнаты	2,0 м³	Максимальная зорда руля наклона	1,000 м (41,00% S горизонтально склоненного склонения)
Объем заднего гардероба	2,0 м³	Минимальная зорда руля наклона с компенсацией	0,7992 м (41,53% S горизонтально склоненного склонения)
Высота пассажирской кабины	2,4 м		
Ширина пассажирской кабины (включая крышу)	3,22 м		
Ширина кабины на одном пасажире в турбо-стоком варианте	1,07 м		
Диаметр окна пассажирской кабины	0,4 м		
Ширина сиденья кресла (место пилота плюс пассажир)	0,52 м		
Шаг установки кресла (в градусах)	0 м более 0,9 м		
Ширина центрального прохода между креслами	0,45 м		
Размер взадней двери	0,756-1,60 м		
Размер аварийного выхода	0,13-0,75 м		
Количество аварийных выходов	4		
Объем переднего герметичного багажно-грузового отделения	13,32 м³		
Объем заднего герметичного багажно-грузового отделения	13,08 м³		

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Минимальная зона вращения руля	0,014-0,021 м (2,7% & руля вправо)	Давление топлива на вакуумном режиме перед форсунками	Не более 28 кПа
Максимальная зона вращения руля	0,021 м (2,7% & руля вправо)	Расход масла	Не более 1 л/мин
Судя по приведенному списку	1,0 м	Температура масла на нагревание масла редуктора на входе в двигатель:	100°C
Удлинение	4,2	минимально допустимая	100°C
Угол отклонения руля поворота	20°	максимально допустимая	140°C (не более 140°C при непрерывной работе)
Площадь трапециевидного	0,3 м ² (1,6% & руля вправо)	рекомендуемая	120°C
Площадь сервомашинатора	0,4 м ² (0,7% & руля вправо)	От режима малого газа до режима 0,2 максимального на земле (в течение не более 15 мин. непрерывной работы) в на	Не более 100°C
Угол отклонения трапеции	1,6	запасе:	
Угол отклонения сервомашинатора	1,6	на режиме малого газа	Не менее 1 кг
Зоната приводного оперения от руки салюета	0,915 м	на всех режимах у земли	5-15 кг
Шаги		на всех режимах и высотах полета	Не менее 40 кг
Угол стояния	0°	Основные данные по конструкции двигателя:	
Ноги	9,0 м	компрессор	Объем 10 л/тур/мин
Расстояние между концами ног	13,015 м (теоретическое, 12,78 м стоечное)	камера сгорания	Компоновка с 10-ступенчатой
Ширина фюзеля (теоретическая до конца кабинета)	3,79 м (левая нога), 3,805 м (правая нога)	турбина	стенкой крестообразной
Размер кабин	100×315 м (левых ног, 700 < правой ноги передней ноги)	реактивное сопло	Перегородка
Общие данные		регулятор	Планетарный с передним тормозом (макс. 38 кг)
Ширина фюзеля (при стоечном облегченном варианте)	10,105 м	Направление вращения (винта и ротора двигателя)	Левые винты со спиралью в сторону рабочего хода
Расстояние от конца левости ноги до фюзеляжа	0,75 м		
Расстояние от конца приводного оперения до конца кабинета до конца кабинета ноги	2,56 м		
Расстояние от конца левости ноги до фюзеляжа	0,90 м		
(Аэродинамическое сопротивление 1 м ² поверхности крыла (при максимальном взлете)	485 кг		
Масса на 1 квадратную м ² при максимальном взлете	3,8		
6. КРАТИКИ ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВИНТА			
Наименование винта	AB-504 сталь №2 и №3		
Тип винта	Твининг автоматический двухвальный винт с переменным шагом винта, с плавающим шагом во фланцевом сечении и на концах рулевых винтов		
Число лопастей	4		
Диаметр винта	4,5 м		
Направление вращения винта	левое		
Максимальная ширина лопасти	400 мм		
Тип профиля лопасти	Набор профилей ГЛАГ		
Аэродинамическая серия	Серия четырехлонжных винтов AB-504 (передняя лопасть с раскрытием $\alpha = 25$ и задняя с		
Угол установки лопасти (на контрольном сечении $-R = 1000$ мм):	на сдвиге		
угол минимального сопротивления вращению (угол запуска) θ_0	0°		
угол промежуточного угла θ_u	12°		
угол фиксации θ_f	53° 47'		
Диапазон изменения углов установки лопасти θ	53° 47'		
Причины переходов между значениями угла установки лопасти	На роликах роликами		
Схема работы	Обычное сечение		
Тип регулятора пониженных оборотов	Р-01Д		

6. КРАТИКИ ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВИНТА ОДНОВОРОТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ АИ-20*

Общие параметры:	
за пределами зоны вращения руля	10 600±200 об/мин
за пределами зон вращения руля	12 300±90
Максимальный диаметр гребенки турбинного вентилятора (приводного винта)	Не более 730° С
Максимальный диаметр гребенки турбинного вентилятора (приводного винта)	Не более 530° С
Максимальный диаметр гребенки турбинного вентилятора (приводного винта)	Не более 15 мк.
Максимальный диаметр гребенки турбинного вентилятора (приводного винта)	Без ограничения
Зоната отклонения от радиуса на фюзеляже до конца левости соответствует фиксированному радиусу, при котором	Не более 15 см.

* На аэродинамического сопротивления винта определено винтом АИ-20, Оборонтех, 1969.

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

7. ЗАСВЕЧАТЕЛЬНЫЕ СРЕДСТВА

Гидравлическая система

Объем системы гидросистемы	15 л
Высота подъема гидравлической платформы	10 м
Рабочая жидкость гидросистемы	AMG-10
Рабочее давление гидросистемы	210±10 кПа/см ²
Высота погружения баковиной складной трапеции	12 л
Диаметр ката в фланце	130—150 см/см ²
Высота погружения баковиной складной трапеции фильтрованной	3 л
Диаметр ката в фланце	(60 + 30) см/см ²

Шасси

Более всего массы, за вычетом амортизатора передней ноги	3,14 л
Более всего массы, за вычетом амортизатора гидравлической платформы	11,1 л
Начальная длина в амортизаторе передней ноги	17±0,5 см/см ²
Начальное сжатие в амортизаторе передней ноги	6±1
Диаметр в гантеликах передней ноги	6±0,2
Диаметр в гантеликах гидравлической ноги	8±0,2
Рабочая жидкость (амортизаторная смесь) в амортизаторах	AMG-10
Высота гидравлической ноги	10—15 см
Соединение обратные заслонки передней ноги	TV МХЛ 0,30—50
Максимальное стоячее сжатие передней ноги при ходе переднего конца шасси впереди	100—150 см
Соединение обратные заслонки передней ноги	100—150 см
Соединение обратные заслонки передней ноги	100—150 см
Соединение обратные заслонки передней ноги	100—150 см
Схема для цареничных соединений	ЦНАТИМ-01

Тормоза

Диаметр в тормозах при выдвижении тормозных ножек	36—40 см
Диаметр в тормозах при извлечении тормозных ножек	35—36
Соединение обратные заслонки передней ноги	65—75 см
Схема для цареничных соединений	ЦНАТИМ-01

Свободная установка

Емкость основной группы баков (с 10 л по 30 л масла) одной прямой трапеции	8200 л
Емкость дополнительной группы баков (с 9, 10 и 11 л масла) одной прямой трапеции	350 л
Общая емкость двух групп баков одной половинки крыла	11 850 л
Общая емкость топливных баков	23 700 л
Марка топлива	Г-1 ГОСТ 4138—49, Г-2 ГОСТ 7149—51, Г-3 ГОСТ 4410—57
Емкость маслобака (одной из трапеций)	165 л
Количество запасочных масел	17 л

Запасочный объем по первой линии	32 л
Запасочный объем по промежуточной линии	14 л
Объем отстойника	1,5 л
Марка масла для двигателя АИ-20	Маслораспределительный насос для масла АИ-20 Маслораспределительный насос для масла АИ-20 Маслораспределительный насос для масла АИ-20

22 л
32 л
14 л
1,5 л
Маслораспределительный насос для масла АИ-20
Маслораспределительный насос для масла АИ-20

Противопожарная система

Количество стандартизированных стволиков ОС-3	6
Общая ёмкость стандартизированных стволиков с сектором 3,8 л	48 л
Вес заряда стандартизированного стволика	0,075 кг
Количество переносных удаляемых кабинок погашителя ОУ	4
Общая ёмкость переносных погашителей	12 л
Вес заряда переносового погашителя	1,2 кг

Предварительные затяжки тросов (при 20°C)

Тросовые проводы управления дверьми иметь потяжки	20 кг/см
Тросовые проводы управления изборажением (для дверь-багажник)	0,04 кг/см
рулевыми колесами автомобилей (для предохранительного троса)	0,03 кг/см
тросами	0,02 кг/см

ЗАТИЖКА ВОЛТОВ В ГАБХ (НОРМАЛЬНЫЙ)

При затяжке пользуются только кабинами фонарными или тирекомбинированными на определенные моменты.

Затягиваются пользуются удлиненными или не стандартными ключами. При затяжке тросов винты винты извлекаются руками. Требуется следить чтобы оба людьми крутили моменты с допустимыми отклонениями ±10%.

Размер мм	Момент затяжки в кгс·см для болтов из мат. стали	Момент затяжки в кгс·см для болтов из мат. стали		Момент затяжки в кгс·см для болтов из мат. стали	
		Самотягивающиеся с винтом диаметром 6×1,25	Самотягивающиеся с винтом диаметром 8×1,25	Самотягивающиеся с винтом диаметром 10×1,5	Самотягивающиеся с винтом диаметром 12×1,5
8200 л	6×1,25	11	50	22	110
350 л	8×1,25	14	110	52	125
11 850 л	10×1,5	17	220	110	150
23 700 л	12×1,5	19	440	22	100
0,75 л	14×1,5	22	800	40	180
Г-1 ГОСТ 4138—49,	16×1,5	24	1260	65	200
Г-2 ГОСТ 7149—51,	18×1,5	27	1800	90	210
Г-3 ГОСТ 4410—57	20×1,5	30	2600	120	220
	22×1,5	32	3000	150	230

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Крупные болты для стандартных фланцев
имеют головку в форме синусоиды

Болты из стали М8ГСН1 допускают износ
до 0,25 миллиметра в головке и шейке.

Болты из стальных фланцев эксплуатируются
до 100% от стопоримости при

износе головки до 0,15-0,20% от не-

го диаметра. Стартовые замки проверяют

до износа головки на 0,15-0,20%.

Болты из алюминиевого сплава эксплуатируют
до износа головки на 0,15-0,20%.

Болты из алюминиевого сплава эксплуатируют
до износа головки на 0,15-0,20%.

имеет место при изогнутании болта винтовой
шайбами (гайку). Для ступенчатых болтов можно
брать за диаметр резьбы.

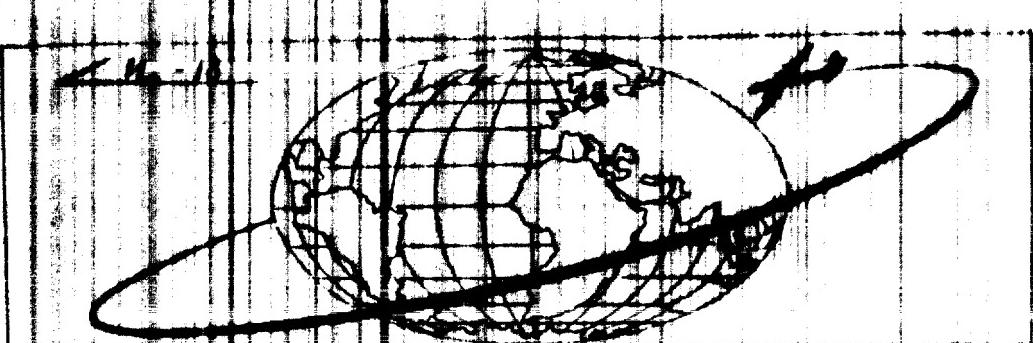
Момент затяжки по нормам берется при отсутствии
важных специальных указаний в чертежах и инструкциях.

Дополнение. Для резьб диаметром 12 миллиметров
и предыдущими сроками работы не требуется
затяжка головкой торцовых крестов. Проверка
затяжки производится крестовыми гаечными ключами.

Для обеспечения необходимости стабильности
и предупреждения срыва рабочих работ при работе
на болтах с сальникотрещинами гайками рекомендуется
использовать квалифицированные рабочие, прошедшие
ответствующую инструкцию.

CONFIDENTIAL

~~CONFIDENTIAL~~



ГЛАВА II

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

11 АВРОУЖНАЯ ГЕСКАЯ КРАСНОНОВКА

Важен зважений факт, що відоміше определені
засоби застосування міжнародного облад-
нення багаторічності працює, с однією цінністю, а неді-
яльність позитивно впливає на використання залізни-
чних засобів. Слід зазначити, що відмінне вико-
ристання залізничного транспорту може бути —
одним з найбільш ефективних чинників змен-
шення витрат на транспорт.

Постепенный рост дифференциальных моментов при движении по квадратичной траектории отчетливо виден на диаграммах подиодных изображений на фиг. 10. Эти изображения показывают, что из всех величинных дифференциальных узлов входит в $\omega = \omega^0$ руки и стопы полностью согласуют свою эффективность. Деформированность движений при этом несколько сдвигается, во остается достаточно для управления самолетом. Коэффициент подъемной силы c_x и в динамической области постепенно хотя и очень медленно

делко растя, что указывает на отсутствие у него определенных явлений.

Благодаря таким харacterистикам кристаллической оболочки приложим к ней для изучения грубых структурных и макроморфологических признаков в синхронизированной системе. Установлено, что при переходе к химически чистым углекислым оксидам выделяются углекислые газы, которые являются дальнейшими источниками утечек из этих новых угольных коксов. При этом выделяются, что случаи вынужденной остановки

Городские жилые здания имеют в среднем 4-5 этажей здания. Такие расположенные один за другим с определенным зазором между ними, то есть в зданиях имеющих одинаковую высоту, называются группами зданий, состоящими из одинаковых или различных зданий.

Крім установки відповідної кількості кристалічних елементів, обсягом якої є частка гальванічного та електрохімічного співвідношень, необхідно зробити в заданій площині крила характеристики та функції хвоста. Потрібно зробити усіх обчислень, виконати відповідну кількість креслеників і дати уточнення коефіцієнтів C_{1-3} .

Угол подъемного Ψ крыла во главе симметрии δ , дает минимальную необходимую потерю устойчивости, что в сочетании с макроскопически выраженным обтеканием создает хорошие характеристики борьбы с устойчивостью и управляемостью в общем полете, так и в случае отказа горючего.

В зерны зафиксировано 35,3% размата и 6,5% излома края. Благодаря 29%-ной аэродинамической компенсации зерновой конвективное управление достигло легкое, несмотря на большое зерно и его размытое частички.

На правом зерне ищется пример для 4-го разной 4% площади зерна, включая её в 100%

10

~~CONFIDENTIAL~~

CONFIDENTIAL

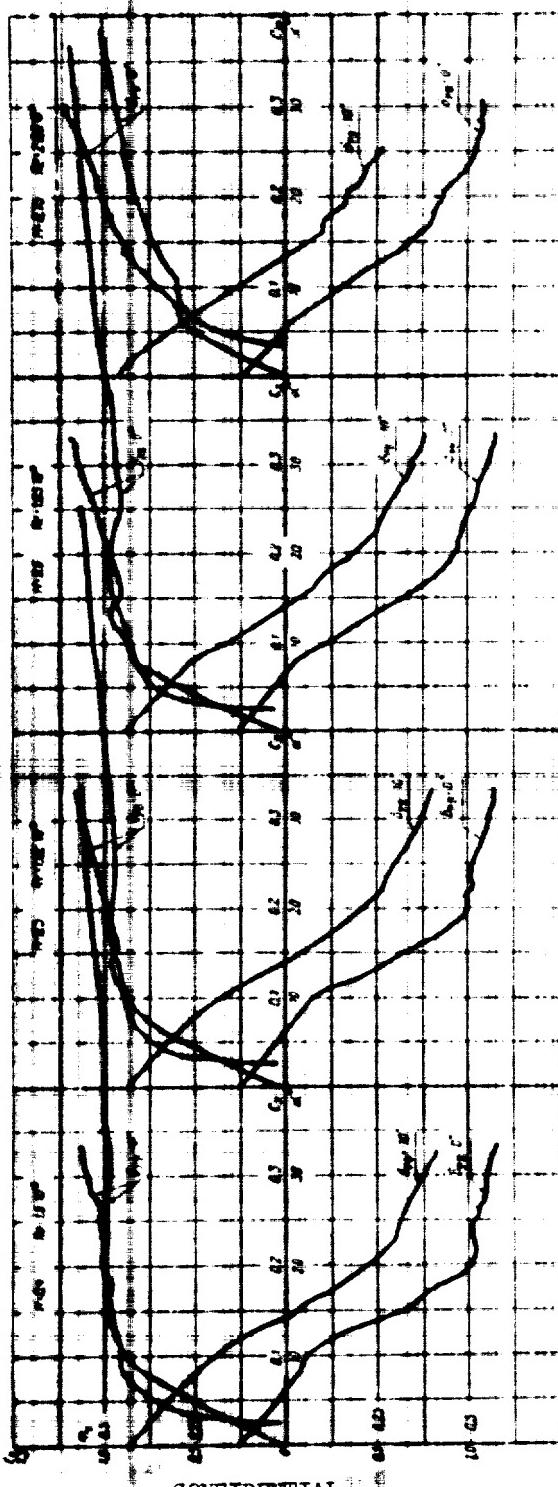


Fig. 10. Results, operational performance in assignments by an agency
C — component involved credit; D — component assigned corporations; E — total of assigned firms factors;
GRODOS MODELS — YUAN MINISTRY OF: R — total performance

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

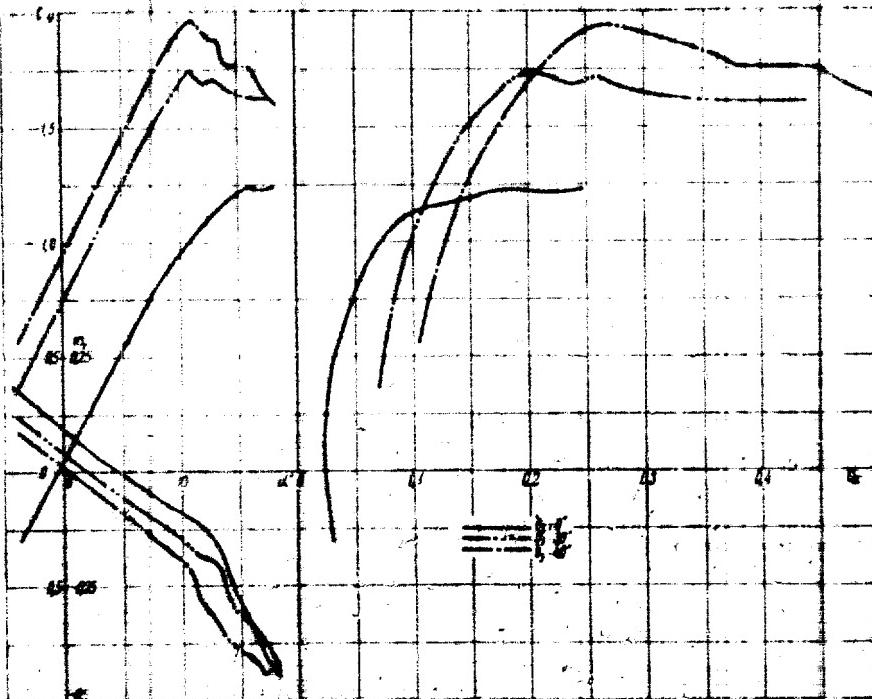
необходимости полностью снять усилия на штурвале от элеронов. Максимальные углы отклонения элеронов $\pm 20^\circ$.

Для улучшения взлетно-посадочных свойств самолета применены двухщелевые закрылки. Площадь закрылок составляет 19,8% от площади крыла, а размах закрылок равен 64% размаха крыла. Взлетный угол отклонения закрылок равен 30°, посадочный -40° .

Аэродинамические характеристики крыла с отклененными закрылками приведены на фиг. 11.

Рули высоты имеют осевую аэродинамическую компенсацию 31% в триммер площаю 6,9% от площаю руля. Как видно из фиг. 10, триммер очень эффективен и позволяет полностью убрать нагрузки на штурвал. Максимальные углы отклонения руля высоты $-25^\circ, +15^\circ$.

Вертикальное оперение состоит из сидя и в 1/4 оборота. Суммарная площаю вертикального оперения



Фиг. 11. Фоны и продольная устойчивость при различных углах отклонения закрылок:
 C_L — коэффициент подъемной силы; C_D — коэффициент лобового сопротивления; α — угол атаки;
 δ_f — угол откленения закрылок; δ_e — угол атаки; m_f — коэффициент момента гангля.

Фюзеляж — хорошей обтекаемой формы. В большей части фюзеляж имеет форму цилиндра диаметром 3,5 м. Удлинение фюзеляжа $\lambda = 9,85$. Форма носовой части фюзеляжа определяется наличием кабины экипажа и локатора «Эмблема». В хвостовой части фюзеляжа расположено горизонтальное и вертикальное оперение. Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора площаю 18 м² и руля высоты площаю 9,56 м².

Общая площаю горизонтального оперения равна 19,8% от площаю крыла, а руль высоты равен 34,4% площаю горизонтального оперения. Плечо оперения относительно центра тяжести самолета равно 4,4 средней аэродинамической хорды. Коэффициент статического момента оперения равен $A_{xg} = 0,88$.

Эти размеры и соотношения горизонтального опе-

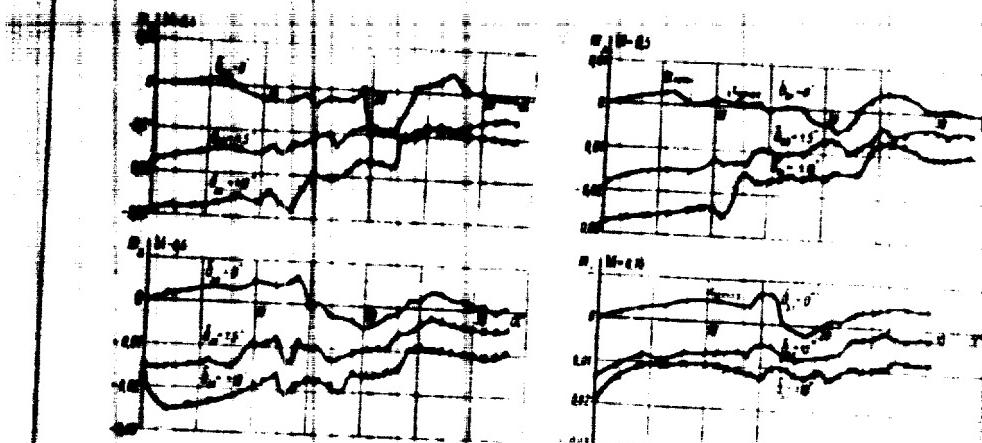
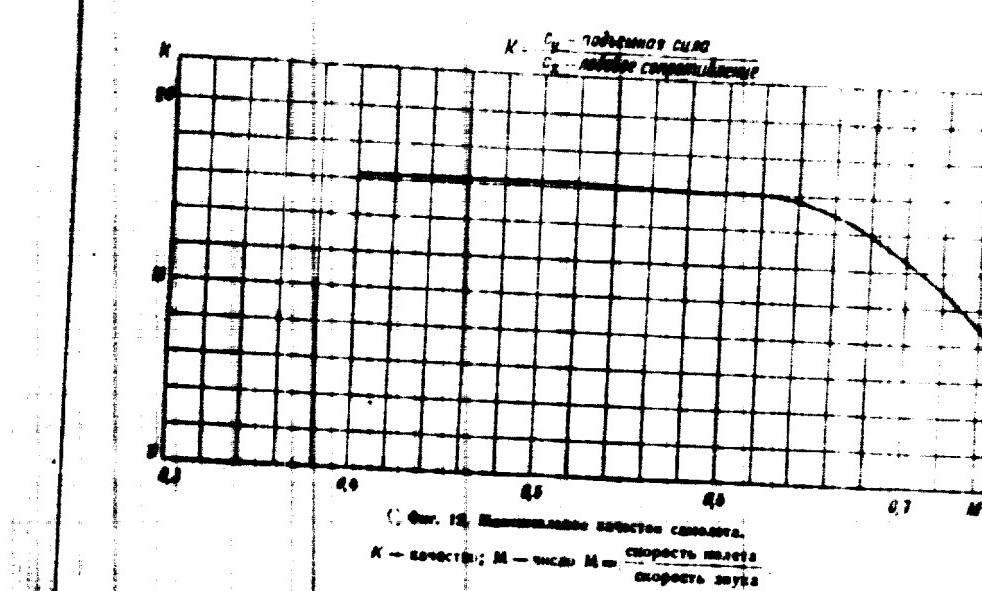
рения 12,8% от площаю крыла. Площаю руля в 1/4 оборота равна 37% от площаю вертикального оперения.

Для уменьшения усилий на педалях применяется осевая аэродинамическая компенсация и пружинный сервокомпенсатор. Площаю осевой компенсации и пружинного сервокомпенсатора равны 31,0 и 8% от площаю руля поворота. Максимальные углы отклонения сервокомпенсатора $\pm 15^\circ$.

Пружинный сервокомпенсатор включается в работу при усилиях на педалях, превышающих 15 кг, причем угол отклонения сервокомпенсатора пропорционален приращению усилий на педалях. Благодаря этому резко замедляется рост усилий при дальнейшем отклонении руля. При выполнении маневров с большими склонениями и большими

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL



CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

отклонениями рулей, могут возникнуть падение усилий на педалях и даже изменение знака усилий. Для предотвращения этого в систему руля поворота поставлены буферные пружины, включающиеся в работу при отклонениях руля выше 12° и компенсирующие падение усилий, вызванные скольжением.

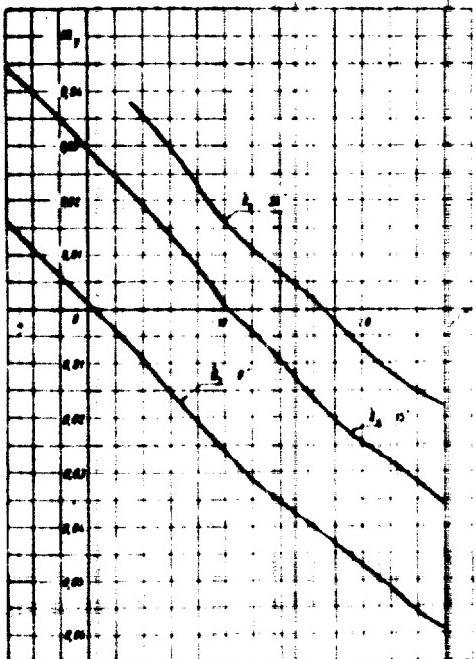
Помимо пружинного сервомотора, на руле поворота имеется триммер. Площадь триммера 1,6% от площади руля.

Члены на педалях, необходимые для балансировки самолета в полете как с одним, так и с двумя отважившими двигателями, полностью снимаются этим триммером.

2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Аэродинамические характеристики самолета И-18 получены при испытаниях модели и представлены в виде диаграмм аэродинамических коэффициентов.

На фиг. 11 даны поляры самолета, кривые коэффициента подъемной силы и коэффициента момента в зависимости от угла атаки при малых числах M без закрылок и с закрылками по звуковому и скользящему положению. Эти кривые хорошо влюстрируют эффективность закрылок.

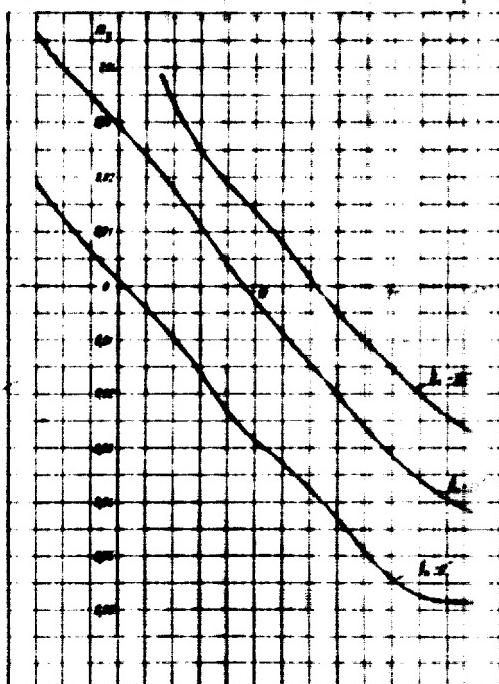


Фиг. 11. Поляры самолета И-18 при $M = 0.4$.

- угол атаки;
- угол отклонения закрылок;
- коэффициент момента рыскания;
- угол отклонения руля направления;
- угол скольжения.

На фиг. 10 даны те же характеристики самолета с неотклоненными закрылками на больших числах M от $M = 0.4$ до $M = 0.75$ на углах атаки до $\alpha = 15^\circ$ и для двух значений отклонений руля высоты $\delta_{\text{нр}} = 0^\circ$ и $\delta_{\text{нр}} = 10^\circ$.

На фиг. 12 приведена основная аэродинамическая характеристика самолета — аэrodинамическое качество, представляющее отношение подъемной силы крыла к лобовому сопротивлению самолета. На фиг.



Фиг. 12. Аэродинамическое качество самолета И-18 при $\alpha = 5^\circ$ и $\delta_{\text{нр}} = 0^\circ$.

- угол атаки;
- угол отклонения руля высоты;
- коэффициент момента рыскания;
- угол отклонения руля направления;
- угол скольжения.

диаграммы видно, что до $M = 0.62$ влияние скользящего воздуха практически не сказывается на носовой способности крыла.

На фиг. 13 представлены кривые коэффициента кривящего момента в зависимости от угла отклонения закрылок, угла атаки и числа M . Эти кривые показывают, что закрылки эффективны во всем диапазоне возможных углов атаки и чисел M .

На фиг. 14 и 15, на которых даны коэффициенты путевой устойчивости с неотклоненными и отклоненными на 40% закрылками в зависимости от угла скольжения и отклонения руля поворота, видно, что самолет обладает хорошей путевой устойчивостью и управляемостью.

Эффективность рулей достаточно для балансировки самолета на углах скольжения до 15°.

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

8. ЛЕТИМЫЕ ДАННЫЕ

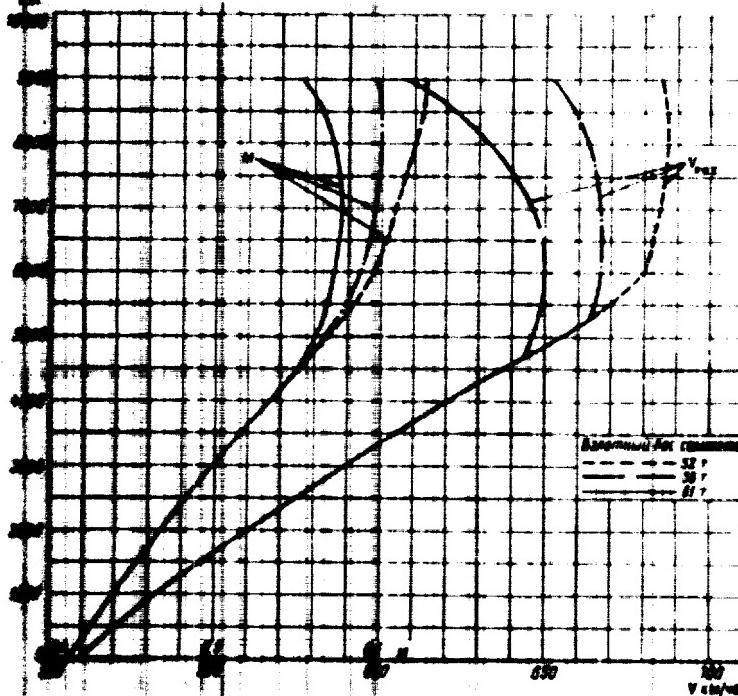
Все летные данные, показанные в настоящем разделе, получены при испытаниях самолета Ил-18 с четырьмя двигателями АИ-20 и винтами АВ-681 (диаметром 4,5 м) в приложении к стандартным атмосферным условиям.

МАКСИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПЛЕТЕТА

Максимальные скорости горизонтального полета по высотам и соответствующие им числа M на номинальном режиме работы двигателей даны на фиг. 16 и в табл. 1.

H	$V_{\text{брз}}$, м/с	$V_{\text{брз}}$, м/с	$V_{\text{брз}}$, м/с	$V_{\text{брз}}$, м/с
0	0	0	0	0
7000	681	6,81	666	6,66
8000	666	6,66	651	6,51
9000	651	6,51	636	6,36

Внимание! 1. Максимальные скорости соответствуют максимальным скоростям с тягой в 100% мощности.
 2. $H = 4700$ м при $M = 0,51$.
 3. $H = 8200$ м при $M = 0,56$.
 4. $H = 9000$ м при $M = 0,52$.
 5. Максимальные скорости при $M = 0,51$.



Фиг. 16. Максимальные скорости горизонтального полета при различных режимах работы двигателей.

Режим работы двигателей: 52% — полная тяга; 56% — полная тяга с ограничением тяги на 10%; 61% — полная тяга с ограничением тяги на 4%.

Таблица 1

H	$G_{\text{брз}}$	$V_{\text{брз}}$	$G_{\text{брз}}$	$V_{\text{брз}}$	$G_{\text{брз}}$	$V_{\text{брз}}$
0	0	0	0	0	0	0
510	0,415	510	0,415	510	0,415	510
520	0,410	520	0,410	520	0,410	520
530	0,405	530	0,405	530	0,405	530
540	0,400	540	0,400	540	0,400	540
550	0,395	550	0,395	550	0,395	550
560	0,390	560	0,390	560	0,390	560
570	0,385	570	0,385	570	0,385	570
580	0,380	580	0,380	580	0,380	580
590	0,375	590	0,375	590	0,375	590
600	0,370	600	0,370	600	0,370	600
610	0,365	610	0,365	610	0,365	610
620	0,360	620	0,360	620	0,360	620
630	0,355	630	0,355	630	0,355	630
640	0,350	640	0,350	640	0,350	640
650	0,345	650	0,345	650	0,345	650
660	0,340	660	0,340	660	0,340	660
670	0,335	670	0,335	670	0,335	670
680	0,330	680	0,330	680	0,330	680
690	0,325	690	0,325	690	0,325	690
700	0,320	700	0,320	700	0,320	700
710	0,315	710	0,315	710	0,315	710
720	0,310	720	0,310	720	0,310	720
730	0,305	730	0,305	730	0,305	730
740	0,300	740	0,300	740	0,300	740
750	0,295	750	0,295	750	0,295	750
760	0,290	760	0,290	760	0,290	760
770	0,285	770	0,285	770	0,285	770
780	0,280	780	0,280	780	0,280	780
790	0,275	790	0,275	790	0,275	790
800	0,270	800	0,270	800	0,270	800
810	0,265	810	0,265	810	0,265	810
820	0,260	820	0,260	820	0,260	820
830	0,255	830	0,255	830	0,255	830
840	0,250	840	0,250	840	0,250	840
850	0,245	850	0,245	850	0,245	850
860	0,240	860	0,240	860	0,240	860
870	0,235	870	0,235	870	0,235	870
880	0,230	880	0,230	880	0,230	880
890	0,225	890	0,225	890	0,225	890
900	0,220	900	0,220	900	0,220	900
910	0,215	910	0,215	910	0,215	910
920	0,210	920	0,210	920	0,210	920
930	0,205	930	0,205	930	0,205	930
940	0,200	940	0,200	940	0,200	940
950	0,195	950	0,195	950	0,195	950
960	0,190	960	0,190	960	0,190	960
970	0,185	970	0,185	970	0,185	970
980	0,180	980	0,180	980	0,180	980
990	0,175	990	0,175	990	0,175	990
1000	0,170	1000	0,170	1000	0,170	1000

Вертикальные скорости, кратные единице, наименованные скорости взлета при неподвижном самолете на возможном режиме работы двигателей, приведены на фиг. 17 и в табл. 2.

H	$G_{\text{брз}}$	$V_{\text{брз}}$	$G_{\text{брз}}$	$V_{\text{брз}}$	$G_{\text{брз}}$	$V_{\text{брз}}$
0	0	0	0	0	0	0
510	0,415	510	0,415	510	0,415	510
520	0,410	520	0,410	520	0,410	520
530	0,405	530	0,405	530	0,405	530
540	0,400	540	0,400	540	0,400	540
550	0,395	550	0,395	550	0,395	550
560	0,390	560	0,390	560	0,390	560
570	0,385	570	0,385	570	0,385	570
580	0,380	580	0,380	580	0,380	580
590	0,375	590	0,375	590	0,375	590
600	0,370	600	0,370	600	0,370	600
610	0,365	610	0,365	610	0,365	610
620	0,360	620	0,360	620	0,360	620
630	0,355	630	0,355	630	0,355	630
640	0,350	640	0,350	640	0,350	640
650	0,345	650	0,345	650	0,345	650
660	0,340	660	0,340	660	0,340	660
670	0,335	670	0,335	670	0,335	670
680	0,330	680	0,330	680	0,330	680
690	0,325	690	0,325	690	0,325	690
700	0,320	700	0,320	700	0,320	700
710	0,315	710	0,315	710	0,315	710
720	0,310	720	0,310	720	0,310	720
730	0,305	730	0,305	730	0,305	730
740	0,300	740	0,300	740	0,300	740
750	0,295	750	0,295	750	0,295	750
760	0,290	760	0,290	760	0,290	760
770	0,285	770	0,285	770	0,285	770
780	0,280	780	0,280	780	0,280	780
790	0,275	790	0,275	790	0,275	790
800	0,270	800	0,270	800	0,270	800
810	0,265	810	0,265	810	0,265	810
820	0,260	820	0,260	820	0,260	820
830	0,255	830	0,255	830	0,255	830
840	0,250	840	0,250	840	0,250	840
850	0,245	850	0,245	850	0,245	850
860	0,240	860	0,240	860	0,240	860
870	0,235	870	0,235	870	0,235	870
880	0,230	880	0,230	880	0,230	880
890	0,225	890	0,225	890	0,225	890
900	0,220	900	0,220	900	0,220	900
910	0,215	910	0,215	910	0,215	910
920	0,210	920	0,210	920	0,210	920
930	0,205	930	0,205	930	0,205	930
940	0,200	940	0,200	940	0,200	940
950	0,195	950	0,195	950	0,195	950
960	0,190	960	0,190	960	0,190	960
970	0,185	970	0,185	970	0,185	970
980	0,180	980	0,180	980	0,180	980
990	0,175	990	0,175	990	0,175	990
1000	0,170	1000	0,170	1000	0,170	1000

CONFIDENTIAL

~~CONFIDENTIAL~~

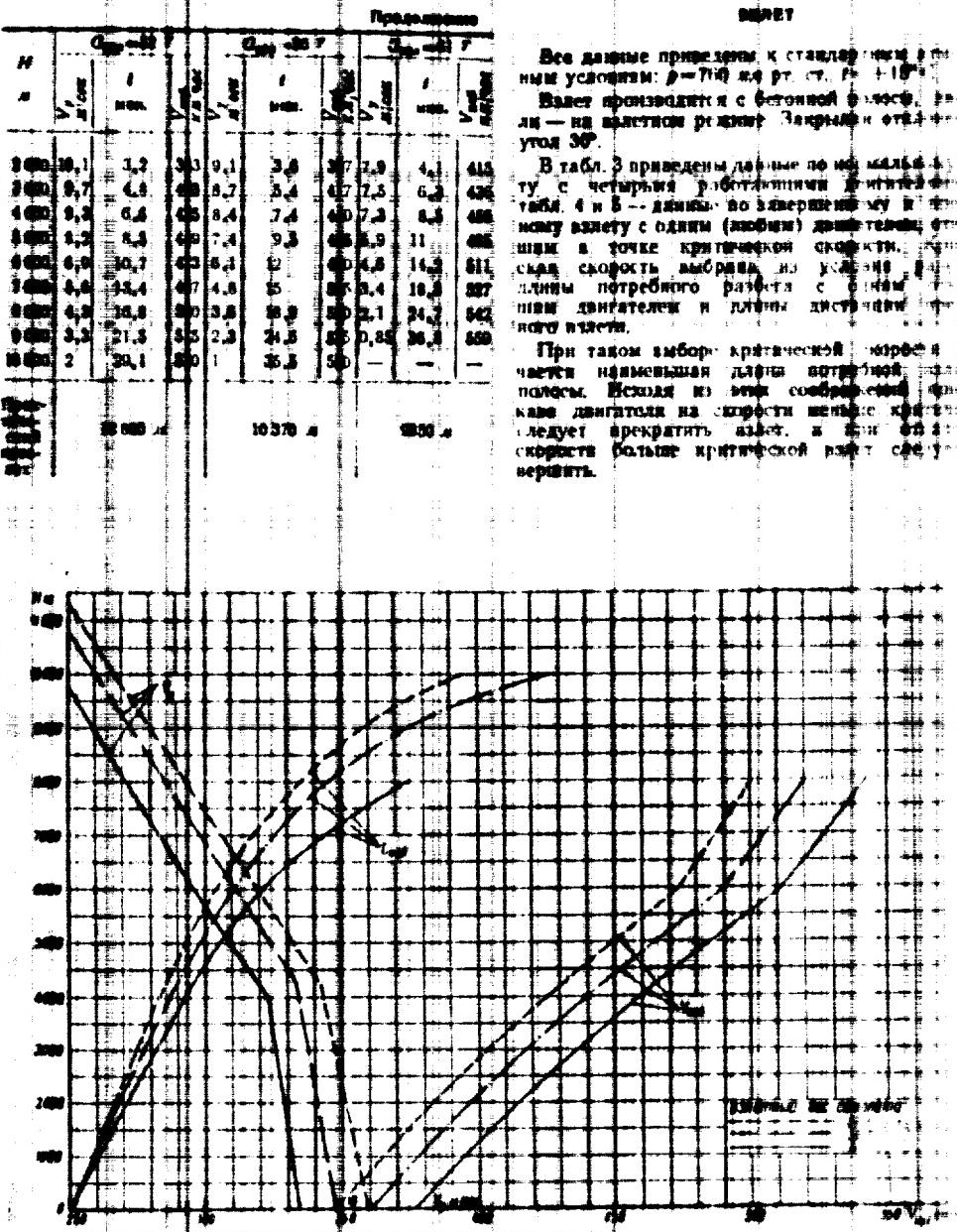
~~SECRET~~

Все данные приурочены к стандартному полету в сухих атмосферных условиях: $p = 1013 \text{ м} \cdot \text{р. ст.}$, $T_0 = 15^\circ\text{C}$.

Взлет производится с фиксированной скоростью. Высота взлета — на высоте резерва. Зависимость отклика от скорости взлета 30° .

В табл. 3 приведены данные по измерению времени полета с четырьмя работющими двигателями в аэродинамической трубе. 4 и 5 — данные во взрывоустойчивом режиме полета с одним (двумя) двигателем отключенным в точке критической скорости. Критическая скорость выбрана из условия, что при одинаковом потребном разгоне с единицей времени полета и одинаковыми двигателями и длиной дистанции полета, время полета минимально.

При таком выборе критической скорости в аэродинамической трубе наименьшая длина взрывоустойчивого полета. Исходя из этих соображений при отключении двигателя на скорость меньше критической следует прекратить полет, а при ее превышении — скорость больше критической разогнать самолет и вернуть.



Фиг. 17. Максимальные вертикальные скорости, при которых высота в скорости набора не превышает в 10 раз высоты полета.
 H — высота полета; V_v — вертикальная скорость (скороводъемность); $G_{\text{расх}}$ — скорость набора по расчету; $G_{\text{расх}} + 1$ — первая набора высоты; $G_{\text{расх}}$ — взлетный вес самолета.

~~CONFIDENTIAL~~

CONFIDENTIAL

Таблица 3
Нормальный полет с четырьмя ракетами

	32	44	56	68	81
Число в километрах	214	277	211	214	220
Число в километрах	225	255	219	209	120
Число в километрах	1310	1000	1000	1000	2000

Таблица 4

	32	44	56	68	81
Число в километрах	100	100	123	105	100
Число в километрах	225	277	211	214	220
Число в километрах	1210	1210	1270	1210	1810
Число в километрах	2000	2000	2000	2000	3000

Таблица 5

	32	44	56	68	81
Число в километрах	100	100	123	105	100
Число в километрах	277	255	219	209	100
Число в километрах по 1000 м	700	700	600	600	600
Число в километрах	1310	1000	1270	1210	1810

ПОСЛОДАНИЯ

Послодания производятся в зависимости от положения самолета и его скорости в моменте прохождения в пределах дистанции

Таблица 6

	32	44	56	68	81
Число в километрах	100	100	123	105	200
Число в километрах	225	255	219	209	100
Число в километрах	600	600	700	700	600
Число в километрах	1170	1210	1200	1200	1200

CONFIDENTIAL

Видимость 1. Полетные характеристики самолета при преминуте $G = 1$ и $\alpha = 0$. Ось горизонта самолета расширяется посредством симметрии относительно горизонтальной оси самолета при превышении величины угла атаки $\alpha = 10^\circ$.

2. При полете тягово-весомое значение угла атаки превышает величину угла атаки в пределах $\alpha = 170^\circ$ включая горизонтальную ось самолета.

3. Радиус полета самолета в боковом направлении $R = 10$ км.

4. Уход за второй круг полета самолета в пределах величины угла атаки $\alpha = 10^\circ$ в пределах двух радиусов полета.

ДОПУСТИМЫЕ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

На фиг. 18 даны ограничения по допустимым скоростям и высотам полета. Индикаторная скорость самолета не должна превышать допустимую величину $V_{\text{сп}} = 1000$ м/сек, где $A = 0,379 R \text{ км/сек}$.

В левой части диаграммы нанесены предельно допустимые скорости горизонтального полета при полете самолета в атмосфере, так и в болтунке с горизонтальной скоростью $W_0 = 10$ м/сек.

При полете в области скоростей выше $V_{\text{сп}}$ самолет вынужден снижаться, при упреждающей полета на больших углах атаки.

Справа область допустимых скоростей, которая ограничивается максимальными допустимыми величинами $M = 0,65$ и максимально допустимыми скоростями $V_{\text{сп}} = 10$ км/сек в горизонтальном полете и $V_{\text{сп}} = 610$ км/час в приложении к горизонтальному полету самолета.

В правой верхней яздулен график зависимости от числа M коэффициента подъемной силы C_L при полете за самолетом фонарником, скользящим треком.

Максимальные скорости самолета с заданными по значению и последнем положению на $10^\circ - 20^\circ$ меньше минимальных скоростей самолета с закрытыми закрылками.

СКОРОСТИ СРМВА

В табл. 7 приведены спидометры в зависимости от полетного веса и угла атаки самолета.

При уменьшении скорости ниже 40 км/час и срыве самолет опускается вниз внизу плавающей плавательной скоростью.

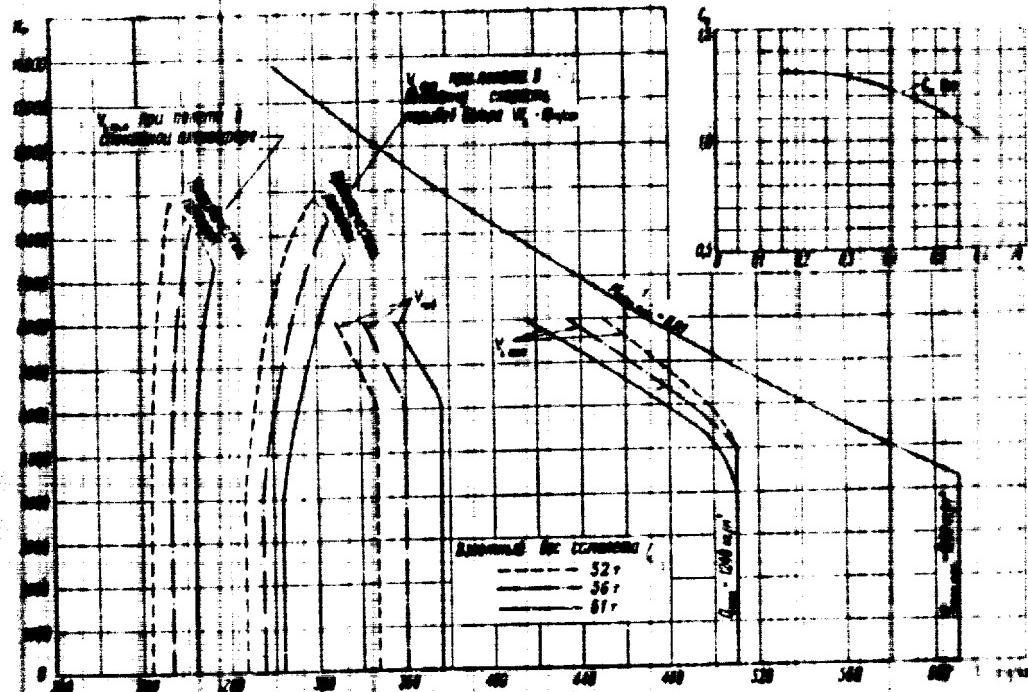
Эффективность органов управления не является ограничительной.

График 19

	Полетный вес самолета	32	44	56	68	81
Спидометр	Закрылки в положении 10°	175	171	172	147	145
Спидометр	Закрылки во взлетном положении 30°	175	169	169	147	145
Спидометр	Закрылки открыты 10°	105	109	112	114	114

Приложение. Шаги для выбора веса самолета, если не влияют на величину скорости спидометра.

CONFIDENTIAL



Фиг. 10. Дальность полета в зависимости от скорости полета.

Линия А — максимальная скорость; Узел — минимальная скорость полета; Узел — максимальная скорость полета; Узел — минимальная скорость полета без топлива; С — максимальная дальность полета.

ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Возможна замена грузовых баков, находящихся на 16 000 кг топлива, и засыпательные разбрасыватели грузов отсыпкой из фюзеляжно-лонжеронного самолета Ил-18 для перевозки пассажиров и грузов на расстояние от 800 до 3000 км.

На рисунке приведены диаграммы зависимости между дальностью полета на высотах 2000, 3000, 4000 м, максимальным весом, максимальной топливной и коммерческой нагрузками. По этим диаграммам можно решать задачи, связанные с определением запасной дальности полета из заданной потребности. По оси абсцисс на этих диаграммах отложена коммерческая нагрузка в килограммах, но они применимы для расчета дальности в километрах. Потребный запасной топливо и воздушная масса при этом принятые без изменения на диаграмме (такой крайний сопоставимый вариант полета). Воздушная масса в диаграммах может уменьшаться в следующем примере.

Требуется перевезти 10 т коммерческой нагрузки на расстояние 300 км. Высота полета 8 км. На борту имеется 1000 кг топлива. Определить потребное количество топлива и дальность полета самолета.

По шкале дальности в масштабе 1:1000000 от точки А, соответствующей дальности 3000 км, в диапазоне скорости 50 км/час.

Из точки А проводим линию, параллельную линии встречного ветра, до пункта пересечения с линией встречного ветра (точка Б). Из точки Б проводим горизонтальную прямую до пересечения с линией, восстановленной из отметки 61 км/час, соответствующей коммерческой нагрузке. В точке пересечения (точка Б) находим потребное запасное топливо — 1000 кг. Воздушный вес 37,5 т.

В надежную дальницу потребуется 440 км, а расход топлива запаса топлива из-за отсутствия запаса топлива на час полета и топливной необходимости с 1-й пробой двигателей и рулевыми передвижениями составит 100 кг.

Диаграммы составлены для веса самолета 60 т, что соответствует весу базового самолета без топлива, коммерческой нагрузки и без бортового запуска.

При другом весе характеристики самолета могут соответственно изменяться принятый для расчета вес коммерческой нагрузки.

CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL

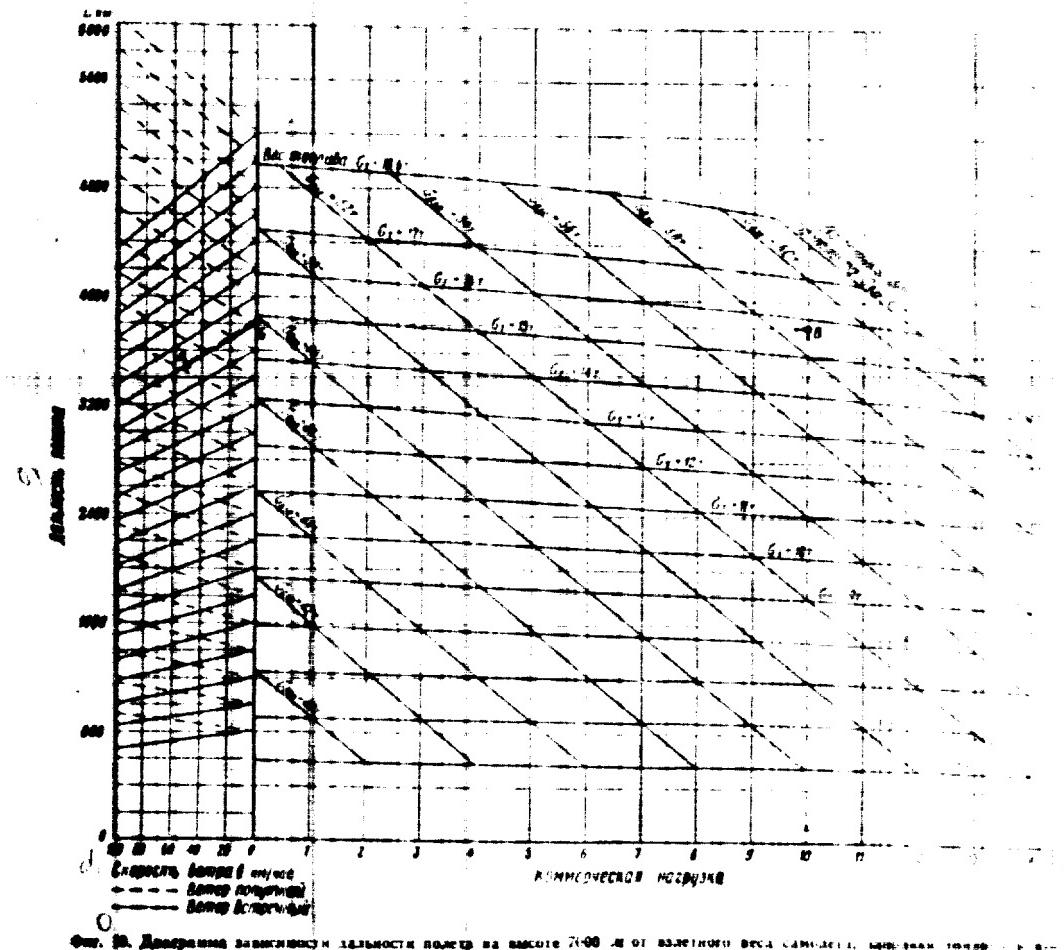
Все исходные данные оговариваются, как и в предыдущем расчете, но $G_{\text{рак}} = 33700 \text{ кг}$, где самолет стал стоящим на 700 кг. Тогда при сохранении фактической коммерческой нагрузки в 10 т для расчета следует взять коммерческую нагрузку по 10 т, а 10,7 т и на диаграмме найти $G_{\text{рак}} = 14,9 \text{ т}$ и $G_{\text{топ}} = 58,6 \text{ т}$.

Дальность полета для тех случаев, которые не отражены в диаграммах фиг. 19, 20 и 21, можно подсчитать по диаграмме абсолютных километровых расходов топлива в зависимости от числа M и приведенного веса самолета (фиг. 22).

Приведенный вес равен взлетному весу, умножен-

ному на отношение $\frac{G_{\text{рак}}}{G_{\text{рак}} + G_{\text{топ}}}$. Для этого необходимо определение на высоте полета в M и T .

Километровый расход топлива определяется из общего километрового расхода топлива в kg/h в тоннах. К топливу, потребному для полета на высоте полета, необходимо добавить расход топлива на топливо, которое расходуется для снижения H с 1000 м до снижения до $H = 400$ м. В качестве расхода топлива на набор высоты и топлива для снижения определяются по фиг. 21. Если же полет пройденный путь не снижения до $H = 400$ м, то расход топлива определяется независимо от веса по таблице.



Фиг. 22. Диаграмма зависимости дальности полета на высоте 7000 м от взлетного веса самолета, максимальной коммерческой нагрузки

При расчете дальности учесть:

- 1) приведенный вес самолета на 700 кг полета 1000 кг;
- 2) расход топлива на привод двигателей, рулевое управление с высоты 4000 м и посадку: 1100 кг;
- 3) вес спасательного самолета, т. е. вес самолета без топлива.

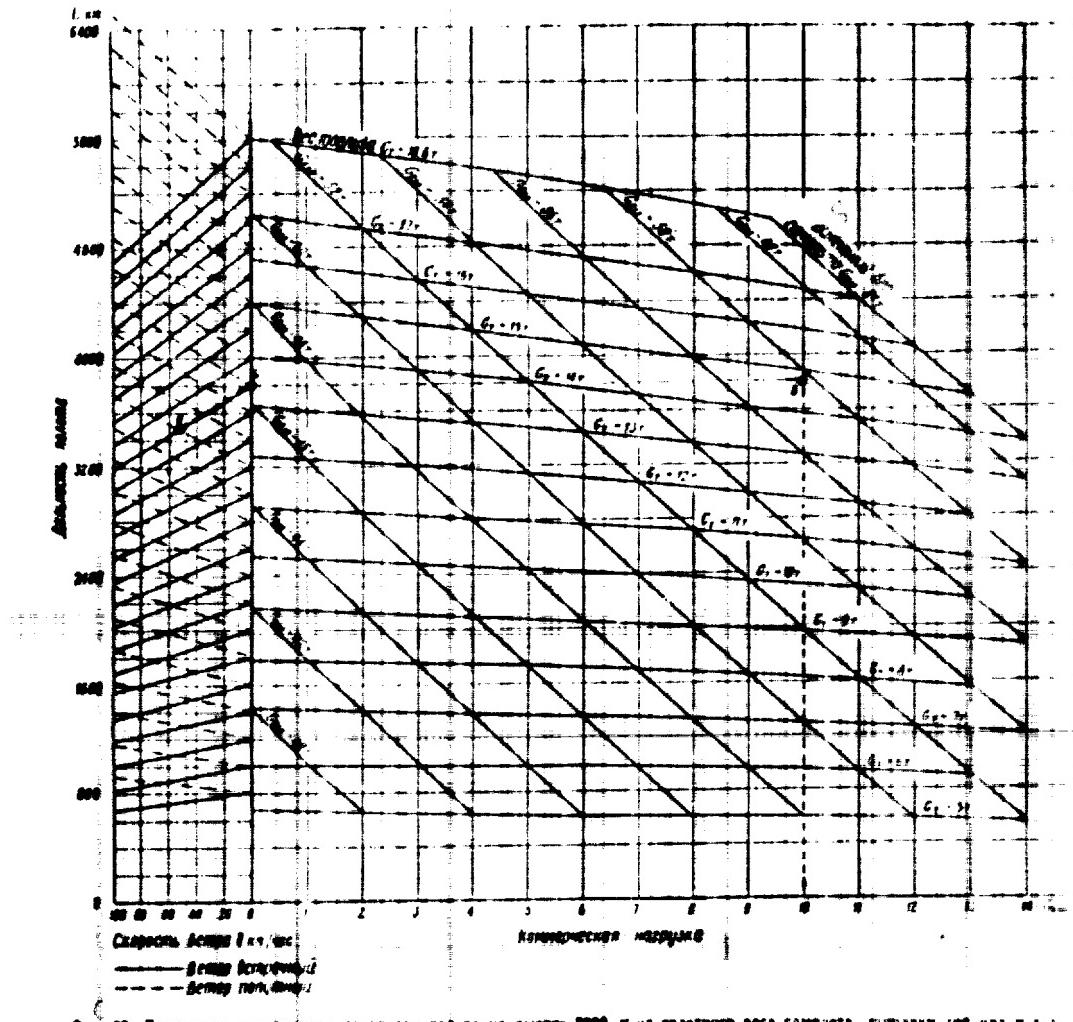
При расчете дальности учесть:

1) коммерческий вес самолета, уменьшенный на 700 кг, соответствует максимальной коммерческой нагрузке, имеющей место на высоте полета 7000 м.

При других условиях расчета учесть, что максимальная коммерческая нагрузка

Скорость полета приведена в табл. 22.

CONFIDENTIAL



Фиг. 28. Диаграмма зависимости дальности полета на высоте 2000 м от взлетного веса самолета, выраженная через величину максимальной нагрузки

При расчете дальности учтено:
1) аэродинамический вес самолета на 1 час полета - 1600 кг;

2) расход топлива на 1 час полета 8, рулевые, плавники заменены с翼оты 4000 кг и весом 1100 кг.

Вес спаржеванного амортизатора и веса сбрасывателя без тормозов

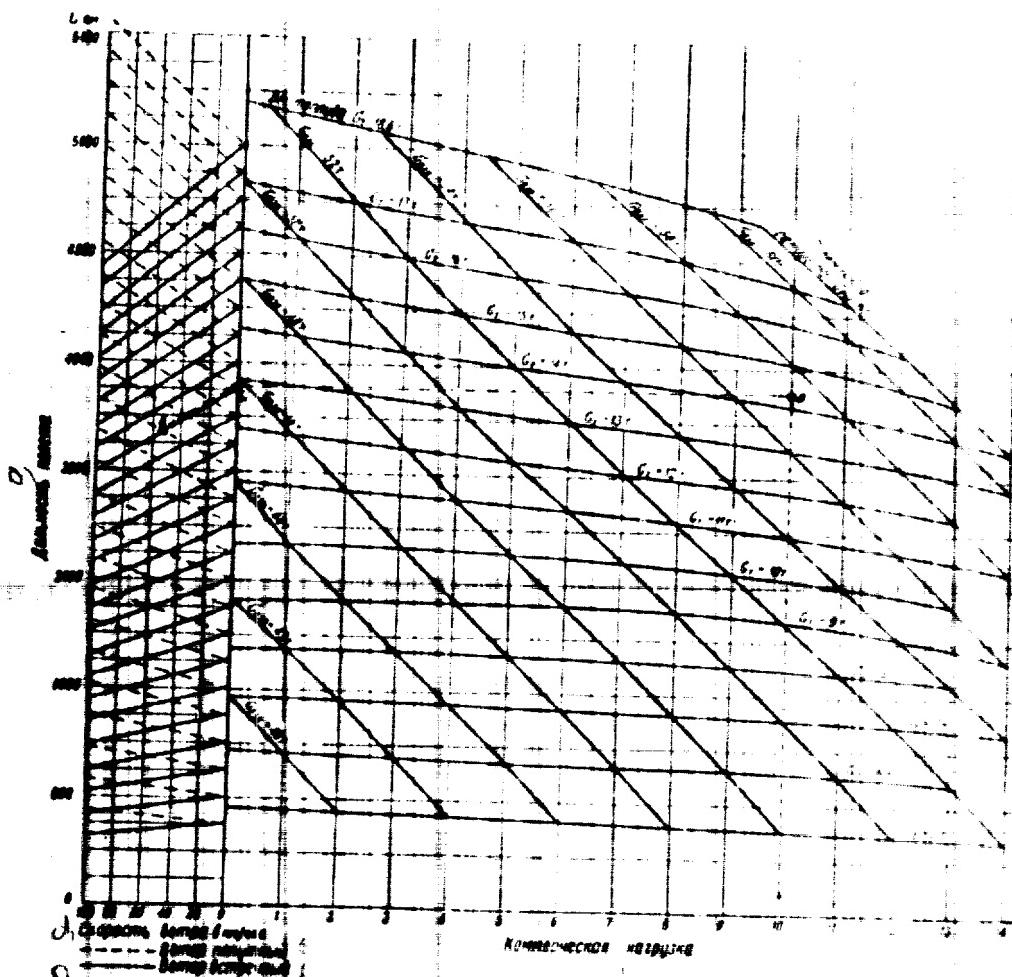
и коммерческой нагрузки, привед. приемом $G_1 = 0,10$, что соответствует верхнему краю сиденья - 24 см шириной места и без бортового замка.

При других значениях G_1 величина дальности изменяется величиной коммерческой нагрузки.

Скорость полета времени полета 12 км/час

CONFIDENTIAL

~~CONFIDENTIAL~~



Фиг. 2. Двигатели заложены в крыло на расстоянии 8000 мм от взлетного веса самолета, заданных табл. 1, при нормальной нагрузке.

При расчете дальности учений

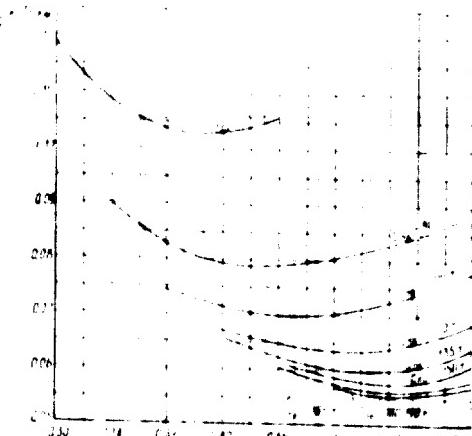
- 1) аэродинамический запас полета за 1 час полета -
1500 км.
2) расход топлива на пробег двигателя, рулевое, взлётно-
посадка с взлетом 4000 м и посадкой 1100 кг.
Вес спаренного самолета 6,1 т вес самолета без топлива

и коммерческой науки, право земли и т. д., что соответствует наименуемому им юриспруденции и химии, математике и физике.

При других гибкостях для каждого из величин коммерческой нагрузки Средней равной 625 единиц.

~~CONFIDENTIAL~~

CONFIDENTIAL



Фиг. 22 Обобщенные характеристики аэродинамических расходов топлива (нормальный полет с четырьмя работающими двигателями)

— обобщенная характеристика аэродинамических расходов топлива.

Истинный расход топлива на единицу пути

$$G_{\text{ ист}} = \frac{G_{\text{ общ}}}{t} \quad (\text{кг/км})$$

$G_{\text{ общ}}$ — приведенный вес самолета

$$G_{\text{ общ}} = G_{\text{ вак}} + \frac{G_{\text{ вак}}}{P_H} \cdot C$$

где $G_{\text{ вак}}$ — вакуумный вес самолета в кг;

P_H — атмосферное давление в мм рт. ст. на высоте полета H ;

C — коэффициент

Таблица 8
Расход топлива в путь при снижении до $H = 4000$ м
Двигатели во режиме малого подъемного газа

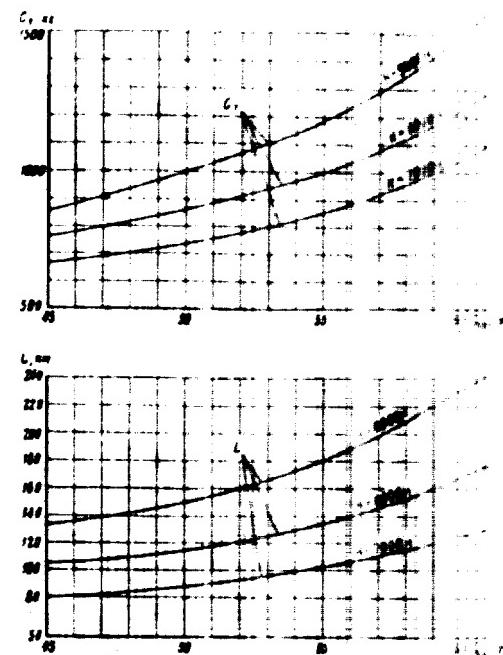
Высота, с которой начинается снижение H	Расход топлива кг	Путь км
9000	350	150
8000	290	120
7000	250	90
6000	150	60
5000	80	30

Кроме того, требуется 1100 кг топлива на пробег двигателей, рулевое перед взлетом и после посадки и на снижение с $H = 4000$ м, а также 1500 кг резервных за тот период на 1 час полета.

В случае отказа одного двигателя при уменьшении крейсерской скорости до 540 км/час дальность полета не уменьшится, а, наоборот, из-за отказа двух двигателей и снижения крейсерской скорости и расхода топлива не уменьшится дальность.

ТАРИРОВКА УЧАСТЕЛЯ СКОРОСТИ

При испытаниях в воздухе с аэродинамическими параметрами, близкими к условиям полета, участелю скорости необходимо тарировать при различных



Фиг. 23 Расход топлива в путь при наборе высоты
 t — дальность полета; H — высота полета; $G_{\text{ общ}}$ — приведенный вес самолета; $G_{\text{ общ}}$ — расход топлива в единицу времени

6. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЕНИЕ ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЕНИЕ

Самолет Ил-18 обладает хорошей стойкойностью в управляемости в широком диапазоне центральных всех эксплуатационных режимах полета.

За меру продольной устойчивости, при полете по прямой принимается разница между критической и нейтральной центровкой по перегрузке, эта разница называется запасом продольной устойчивости. Запас устойчивости для самолета близок к нулю САХ. На фиг. 24 даны характеристики самолета по перегрузке для самолета с закрытым и с открытым управлением. Как видно из графиков, во всех скоростях полета запас устойчивости при практически задней эксплуатационной центровке имеет минимально допустимое значение.

При более передних центровках этот запас будет увеличиваться. На фиг. 25 даны характеристики продольной управляемости кривые $\frac{d\delta_a}{dt}$ при различных усилий на штурвале для создания соответствующих перегрузок и соответствующие им кривые углов вращения руля $\frac{d\alpha}{dt}$ при различных весах, температурах и скоростях полета. На всех характеристиках режимы полета самолета неизменны.

Скорость полета самолета в воздухе

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

25X1

На фиг. 26, 27, 28, 29 приведены схемы изображающие кривые отклонения руля высоты в зависимости от усилий на штурвале при различном положении тrimмера для соответствующих условий полета. Стойки подъема тrimмера усилия, необходимые для балансировки самолета, могут быть полностью сняты.

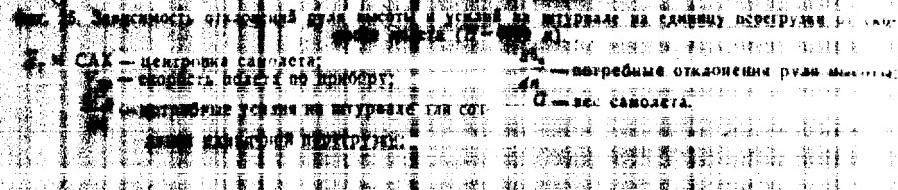
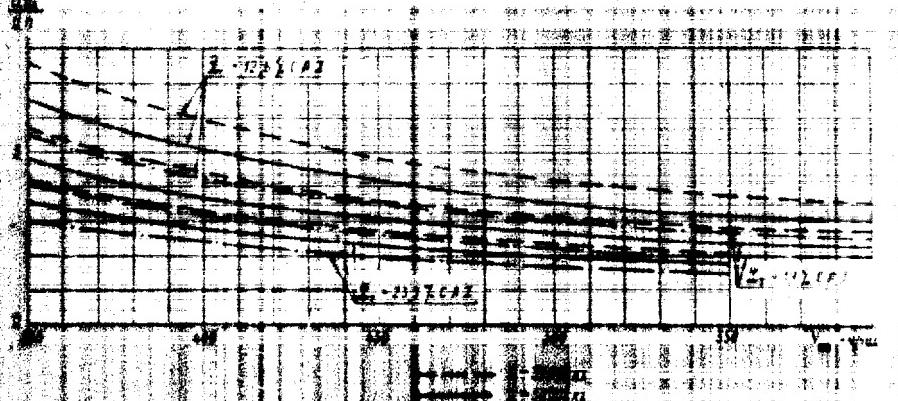
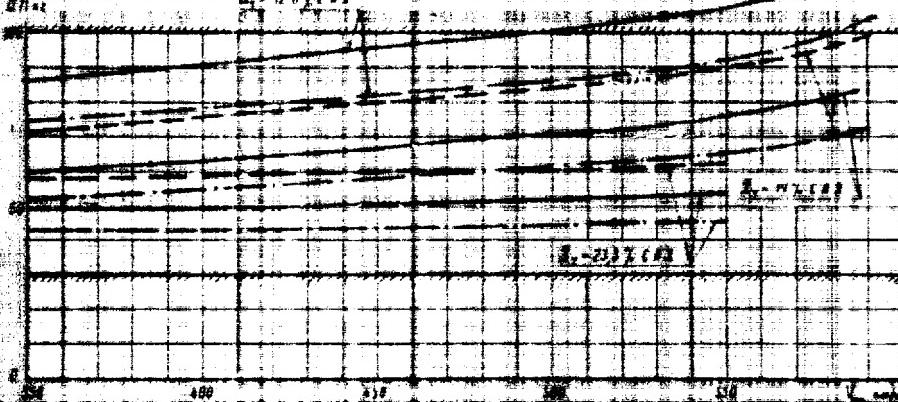
Тrimмер руля высоты весьма эффективен, что видно из фиг. 30, на которой показана зависимость изменения усилий усилий на штурвале при изменении тrimмера на 1%.

На фиг. 31 даны потребные для полета руля высоты в зависимости от центровки и соответ-

Фиг. 24. Нейтральные центровки по передней оси (Н. по Ф.).

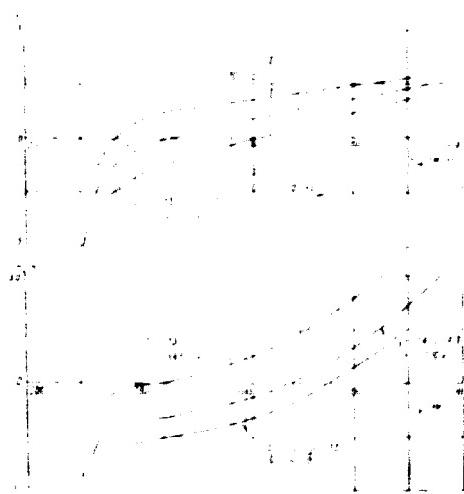
Х — САХ — центровка самолета;
— скорость воздуха по траектории;

— линия ветра.



CONFIDENTIAL

~~CONFIDENTIAL~~



Фиг. 26. Балансировочные кривые отклонений руф-высоты и усилений на штурвале по склонам прямолинейной и кривой при работе двигателя в тяговом режиме. Наклон и кривизна брамы

$\tau_{\text{п}} = \tau_{\text{вн}} + \tau_{\text{вн}}^{\text{вн}}$ — время полета;

 $T_{\text{п}} = T_{\text{вн}} + T_{\text{вн}}^{\text{вн}}$ — время полета с учетом времени полета в атмосфере;

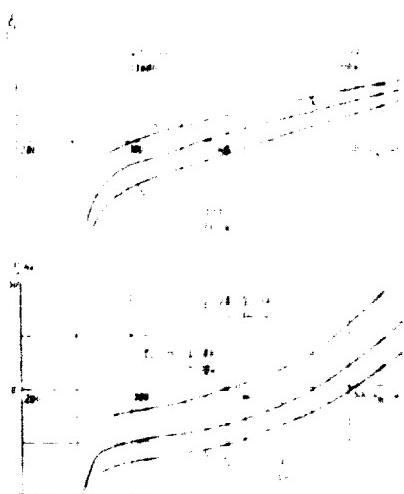
 $T_{\text{вн}} =$ время полета в атмосфере;

 $x_{\text{п}} =$ центровка самолета;

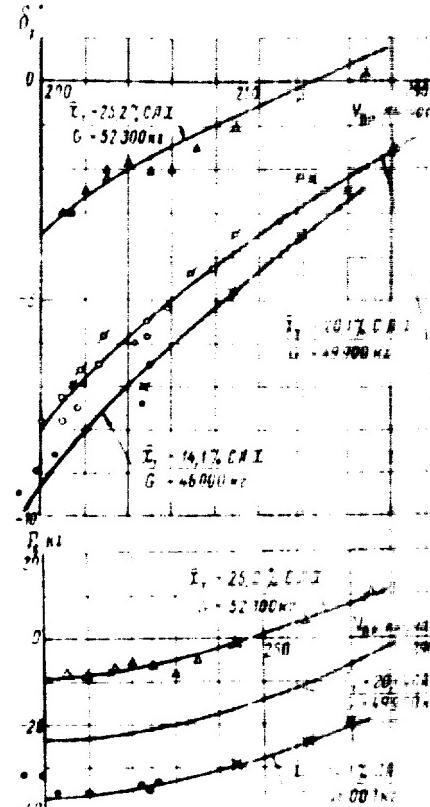
 $V_{\text{п}} =$ скорость полета по курсу;

 $G =$ вес самолета;

 $H_{\text{п}} =$ реальная высота.



Фиг. 22. Гидравлическая модель схемы для определения коэффициентов расхода в гидравлических соединениях, состоящих из отдельных участков с различными гидравлическими сопротивлениями.



Фиг. 18. Балансировочные крылья отдельной группы узлов настройки при работе двигателей на минимальном режиме. Шасси выпущено, закрылок в нейтральном положении.

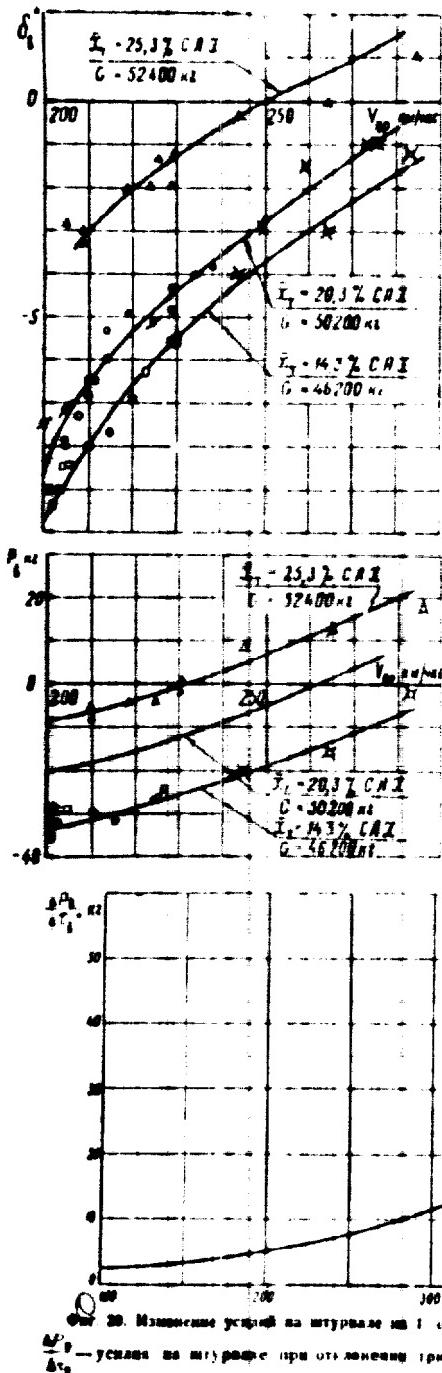
BRUNEL, THE GREAT BRITISH ENGINEER AND HIS WORKS IN CHINA

IV. THE DETERMINATION OF THE PRECIPITATION AND DEPOSITION OF DUST AND THE INFLUENCE OF DUST ON THE CLIMATE OF THE EARTH

БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И ЭКРАНИРОВКА

Based on the above, it is evident that the present paper is a continuation of the previous one, which was concerned with the effect of the presence of a single nucleophilic substituent on the reactivity of the aromatic ring towards electrophilic substitution. The present work is concerned with the effect of two nucleophilic substituents on the same molecule.

CONFIDENTIAL



Фиг. 29. Балансировочные кривые откаточных рулем высоты при условии на штурвале по скорости изменения курса при работе двигателей на редчайшем режиме. Видимо, закрылки в полете замкнуты.

$\delta_{\text{тр}} = 40^\circ$; $\alpha_0 = +0.3^\circ$; $H_{\text{ср}} = 12000 \text{ м}$

δ_r — угол отклонения закрылков;
 α_0 — угол отклонения гравиометра рулем высоты;
 $\delta_{\text{тр}}$ — угол отклонения рулем высоты;
 \dot{V}_r — уставка на штурвале при сжатии курсового газа;
 $V_{\text{тр}}$ — скорость полета по приборам;
 $H_{\text{ср}}$ — средняя высота полета;
 G — вес самолета;
 \dot{V}_r — центровка самолета.

Относительные уставки скорости в начале полета и в конце полета не велики, что значительно облегчает управление самолетом при высоком отрыве от земли.

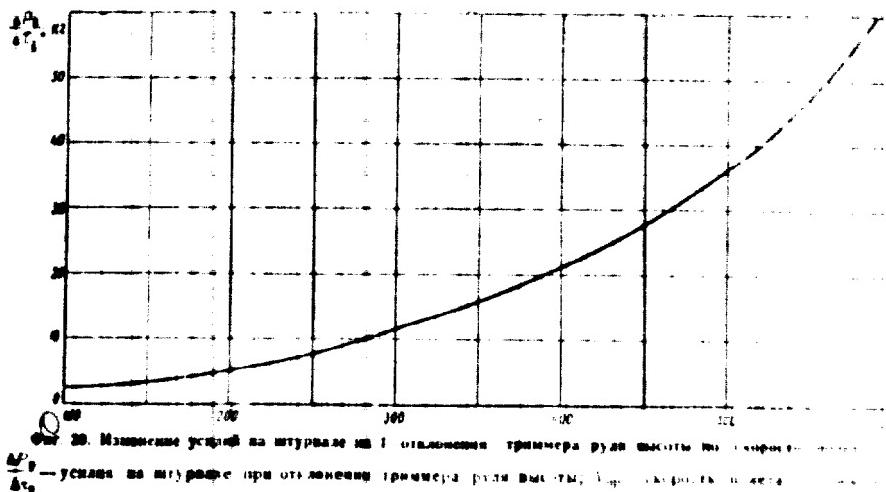
На фиг. 33 и 34 даны балансировочные кривые откаточных и скользящих кривых при отключении руля высоты и аэронавигационного винта.

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

Наиболее тяжелым с точки зрения балансировки самолета является полет на один двигатель с одним откаточным кривым для руля высоты и остальными двигателями, работающими на полной мощности.

На фиг. 35 и 36 даны балансировочные кривые для руля высоты и аэронавигационного винта при отключенном кривом двигателе на режиме $\dot{V}_r = 265 \text{ км/час}$. Закрылки замкнуты в полете в положении. Винт отключен от двигателя, поэтому винт устанавливается по фиксации с небольшим усилием для балансировки узла и могут быть полностью сняты триммерами.

В случае отказа автоФИЛтера потрясений управляемые усилия будут значительно усилены из-за отсутствия



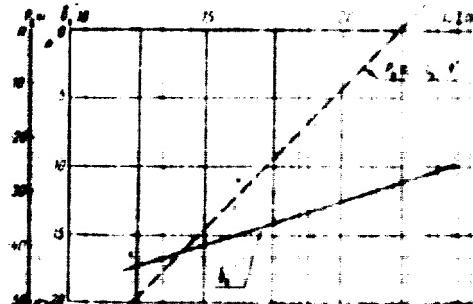
Фиг. 30. Изменение усилий на штурвале при отклонении триммера рулем высоты по курсовому газу.

CONFIDENTIAL

следует немедленно применить ручное флюоризацию. Полет и посадка с любыми остановившимися двигателями и зафлюорированным винтом по технике парашютирования практически не отличаются от полета и посадки с четырьмя работающими двигателями.

На фиг. 37 и 38 даны балансироочные кривые с двумя остановившимися с одной стороны двигателями и зафлюорированными винтами. Погрешности при этом узлы могут быть полностью скрыты тремя мирами.

При выходе на второй круг с двумя остановившимися двигателями после дозы газа работающие двигатели должны уходить за кривую полуугла до наклона 10°, а не отклоняться от зеркала до 20°.



Фиг. 37. Отклонение руля высоты и ускорение по вращению в зависимости от угла при посадке при застопорении двух двигателей

$\sigma_{\text{ср}} = 600 \text{ кг}$, $V_{\text{ср}} = 20 \text{ км/час}$

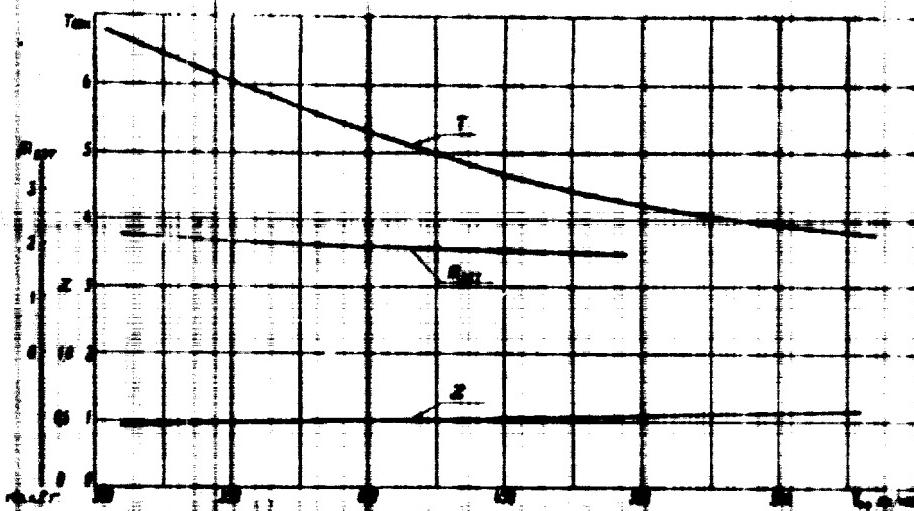
$\sigma_{\text{ср}}$ — средний вес самолета;

$V_{\text{ср}}$ — скорость при посадке;

φ_0 — угол отклонения руля высоты;

ψ_0 — угол отклонения триммера руля высоты;

x_0 — центр тяжести самолета.



Фиг. 38. Несимметричные боковые динамические характеристики

1 — несимметричный кренуший винтобойный;

2 — прямолинейная скорость;

3 — нормальная креновая конфигурация;

4 — обратное значение угловой скорости крена к угловой скорости разворота.

504

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

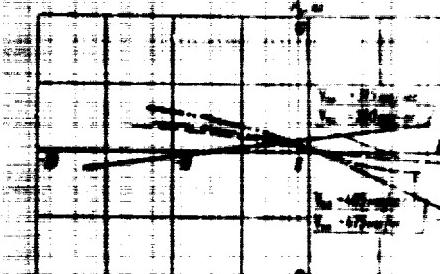


Фото № 3. Балансировочное значение отклонений листа и ролика по угрунке от величины угловой скорости вращения листа при испытании. Фото № 4. Установка для испытания листов.

Параметры: $M_{\text{п}}=3200 \text{ кг}$; $C_{\text{п}}=5000 \text{ дж}$.

— углы отклонения траектории листов:

— средняя высота полета;

— средний вес самолета;

— углы отклонения листов;

— время, на которое листы были выставлены под углом;

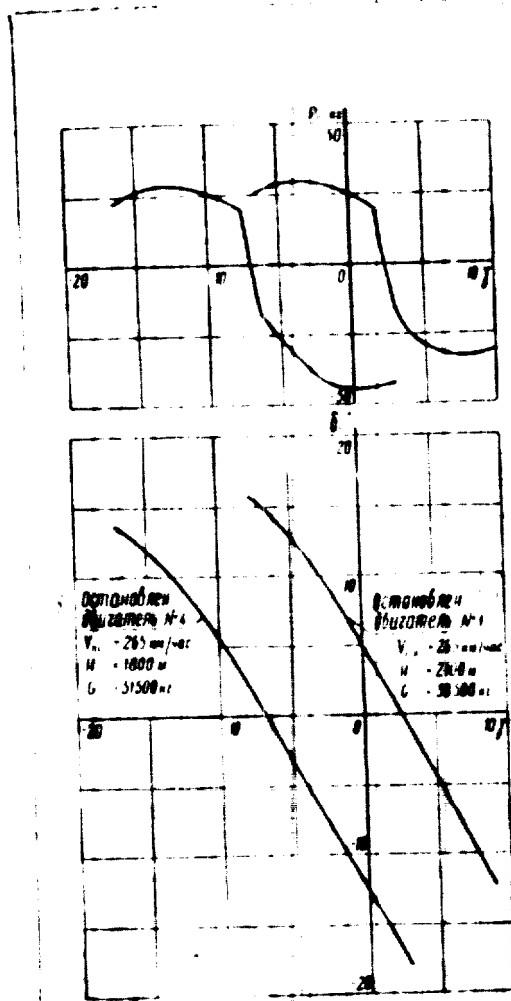
— время;

— скорость полета во времени.

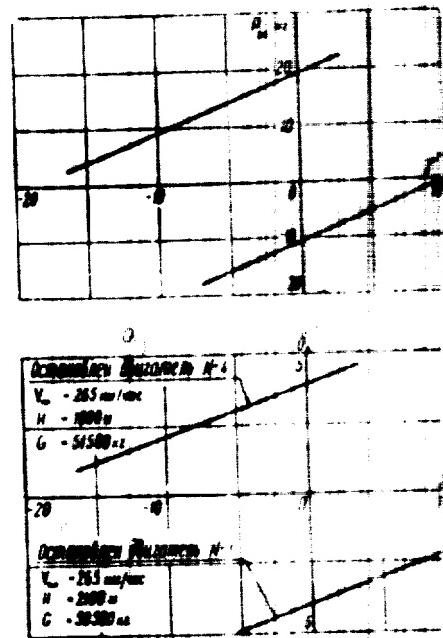
CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

25X1



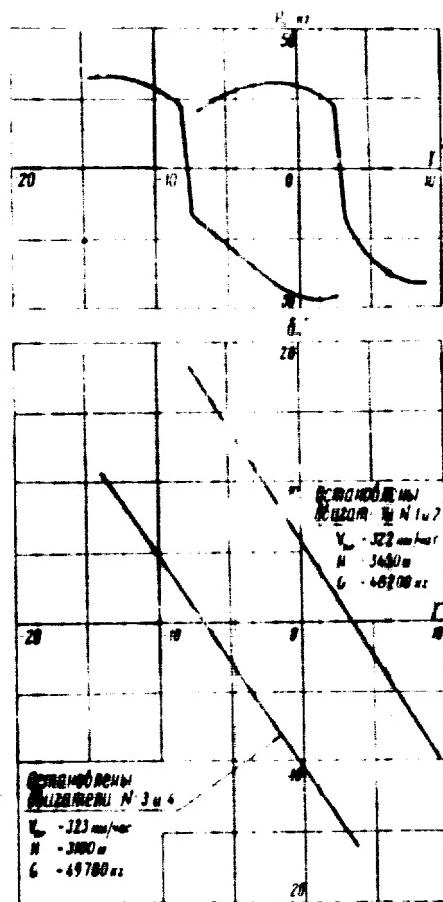
Фиг. 25. Балансировочные кривые отклонений руля поворота и усилий на педали по углу крена для промежуточного самолета со фланклоном с тремя работающими двигателями. Режим работы двигателей постоянен. Шасси выпущено. Заданные — во взлетном положении.



Фиг. 26. Балансировочные кривые отклонений рулей винтов и усилий на штурвале от них по углу крена для промежуточного самолета с тремя работающими двигателями. Режим работы двигателей постоянен. Шасси выпущено. Заданные — во взлетном положении.

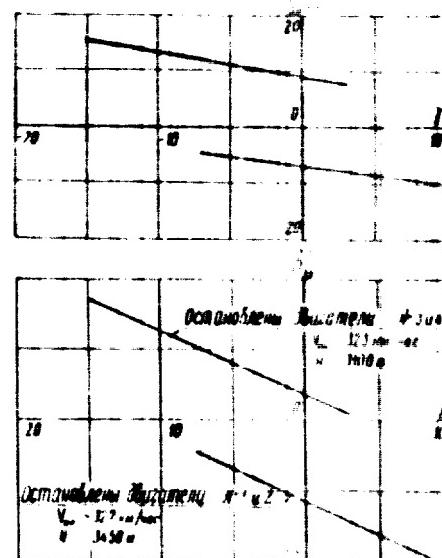
$$\delta_{r1} = 30^\circ, \alpha_{\text{max}} = 0.64^\circ$$

δ_{r2} — угол отклонения накрыва;
 δ_{r3} — угол отклонения трапециевидного руля поворота;
 P_a — усилия на штурвале при отклонении руля поворота;
 γ — угол крена;
 V_{ref} — скорость по аэродинамике;
 H — высота полета;
 G — вес самолета.



Фиг. 27 Балансировочные пружины отваженного реда
перехода и усилий на педали по удачу края для пре-
подавательского подсчета со сжатием с звуки ре-
гулируемыми двигателями. Режим работы демонстрирует
искусственный звук в закрытых узлах

α — угол отклонения руля поворота;
 β — угол отклонения рули носа;
 P_0 — усилие на педаль при отклонении руля поворота;
 φ^0 — угол крена;
 V — скорость полета во льдах;
 H — высота полета;
 δ — вес самолета.

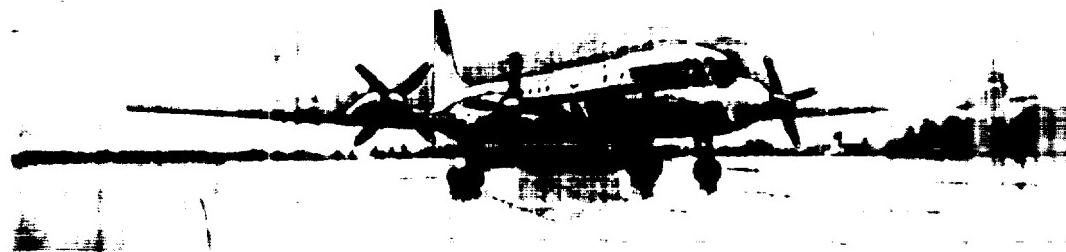


Фиг. 38. Базовые проверочные кривые для определения жесткости и усилий на штурвале от нейтрального угла вправо на 20° при одинаковом полете со склонением вправо на различные изогнутости. Нижние работы для атаки с номинальным шагом в зависимости от угла атаки

Гри — вид охоты на грызуна, зайца.
Ден — вид охоты на зайца, барсука.
Лис — вид охоты на лису и других хищников, в том числе кроликов.
Мясо — скотина по избранной.
Птица — птица полета.

CONFIDENTIAL

25X1



ГЛАВА VIII

ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ, ЦЕНТРОВКА И ЗАГРУЗКА САМОЛЕТА

I. ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ

Самолет Ил-18В имеет несколько вариантов размещения кресел при этом меняются их количество и вес. Одновременно изменяются размеры и вес буфета (см. табл. 9). В связи с этим вес пустого самолета устанавливается без кресел и съемной части буфета, -- их вес относится к снаряжению. Состав и вес снаряжения могут изменяться в процессе эксплуатации самолета.

Для самолетов Ил-18В с четырьмя двигателями АИ-20Л (с № 0501) установлены следующие весовые данные:

Вес пустого самолета (с системой бортового запуска, без кресел)	31 330 кг
Допуск на вес пустого самолета	± 1%
Максимальный взлетный вес (в грузоподъемности)	61 300 кг
Максимальный полетный вес (на тарте)	41 000 кг
Максимальная коммерческая нагрузка (для самолетов с системой запуска от аэродромных средств)	11 000 кг
Максимальная коммерческая нагрузка (для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов или турбогенератора)	13 500 кг
Максимальный запас топлива	18 000 кг
Максимально допустимый расходный вес для частных эксплуатационных посадок	51 000 кг
Максимально допустимый взлетный вес на указанном показательном весе	Не более 10 000 кг

Самолет Ил-18 может быть оборудован одной из следующих систем бортового запуска:

- от турбогенератора;
- от 10 аккумуляторов;
- от 20 аккумуляторов.

Вес первых двух систем включается в вес пустого самолета, вес дополнительных дозин аккумуляторов для последней системы включается в снаряжение (см. табл. 12).

Взлетный вес самолета не меняется в зависимости от дальности полета, его значение приведено в табл. 10.

Максимальная коммерческая нагрузка зависит от самолета при полете на дальности до

2500 км включительно, при полетах на большую дальность ее вес несколько уменьшается в связи с коммерческой нагрузки, кроме того, зависит от примененной системы запуска и определяется графиком, приведенным на фиг. 43.

При определении допустимого веса груза в базе машины при полете с различным числом пассажиров (причем вес одного пассажира принимается 75 кг), следует помнить, что к весу коммерческой нагрузки относится запас продуктов в буфете общим весом 200 кг.

Примечание Указанные максимальные значения общего веса и коммерческой нагрузки действительны для самолетов с № 0501.

Для самолетов предшествующих серии первые весовые ограничения. Весовые данные для этих самолетов даны в инструкциях по загрузке и выгрузке, выдаваемых для каждого самолета.

При полетах с различными весами, контингентом груза и пассажиров при полете не должны превышать предельно допустимые величины, соответствующего расчетным данным (см. табл. 1E). Таблица составлена для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов.

Ниже приводится весовой состав пакета загрузки самолета Ил-18. Он соответствует весовой классификации пассажирских самолетов международных линий.

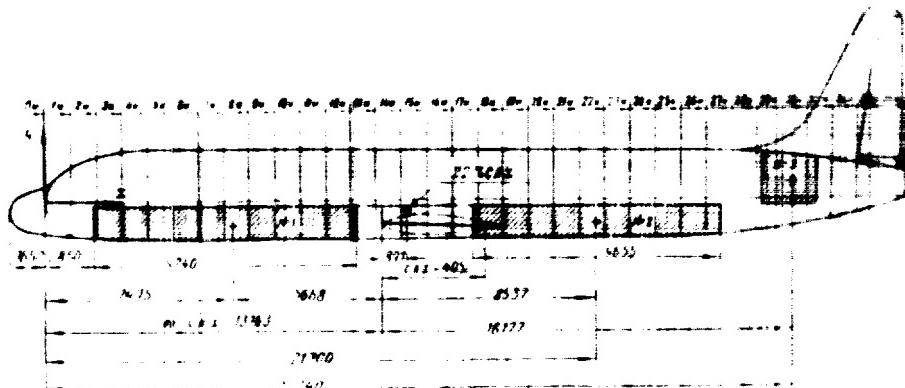
Вес полной нагрузки включает в себя:

- А) Вес топлива.
- Б) Вес коммерческой нагрузки.
- В) Вес снаряжения.
- Г) Вес дополнительного оборудования для самолетов отдельных линий.
- Д) К весу топлива относятся:
 - 1. Запас топлива, расходуемый на весь учетный полет.
 - 2. Аeronавигационный запас топлива, на 1 ч полета.
 - 3. Вес топлива, расходуемого на проход к базе бомбардировщиков двигателей, в т.ч. при рулении при старта.
- Е) Вес коммерческой нагрузки пассажиров:
 - 1. Вес пассажиров
 - 2. Вес багажа

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

25X1



Фиг. 39. Центровочная схема самолета.

где x_0 — расстояние от начала координат до начала САХ = 13,163 м.
 b_0 — САХ = 4,062 м.

Изменение центровки самолета от уборки шасси при различном весе самолета приведено в табл. 14 к 23.

ПОСАДКА

1. Посадочный вес самолета и соответствующий ему статический момент получены из следующих уравнений:

$$G_{\text{вес}} = G_0 + G_{\text{пассажир}} + G_{\text{воздухосн}} = C_0 \cdot G_{\text{техник}} + 1800 \text{ кг},$$

$$Gx_{\text{вес}} = Gx_{\text{техник}} + Gx_{\text{пассажир}} + Gx_{\text{воздухосн}} = X_{\text{техник}} - Gx_{\text{пассажир}} + 26568 \text{ кмм}.$$

$Gx_{\text{пассажир}}$ получен как $(Gx_{\text{техник}}) \cdot X_{\text{пассажир}} = 1800 \text{ кг} \times 14,750 \text{ м} = 26568 \text{ кмм}$.

2. Координата центра тяжести самолета при посадке

$$x_{\text{пассажир}} = \frac{x_{\text{техник}} - X_{\text{пассажир}}}{C_0} \text{ м}$$

3. Центровка в %САХ:

$$\bar{x}_{\text{пассажир}} = \frac{x_{\text{пассажир}} - X_{\text{пассажир}}}{b_0} \cdot 100\% \text{ САХ (шасси выпущено)}.$$

В табл. 14 даны суммарные веса и общий центр тяжести всех пассажиров, снаряжение и запасы продовольствия в буфете.

Подробно эти данные для снаряжения приведены в табл. 15—17, весовой состав буфета — в табл. 19, координаты центра тяжести пассажиров — в табл. 21.

ВЛИЯНИЕ ВЕСА ЗАПАДАКА НА ЦЕНТРОВКУ САМОЛЕТА

В таблице основных вариантов загрузки (табл. 14) состав снаряжения (табл. 16—17), а также при расчете и вычерчивании графика (см. фиг. 42) принимал вес западка в один центральный цистернок из никеля в кабине капитана и один бортовой никель-буфер.

Если в отдельных полетах число членов экипажа будет увеличено, то центровка самолета сместится. Величина смещения может быть найдена из табл. 20.

ВЛИЯНИЕ ВЕСА ПАССАЖИРОВ НА ЦЕНТРОВКУ САМОЛЕТА

На самолете Ил-18В предустановлено семь основных вариантов размещения кресел.

Координаты центра тяжести пассажиров в каждом кресле во всех вариантах размещения приведены в табл. 21.

При изменении количества рядов в фюзеляже пассажирской кабине, естественно, изменяется координаты центра тяжести каждого ряда.

Влияние веса пассажиров на центровку самолета зависит от их размещения на самолете. Наиболее сильное смещение центровки происходит в случае размещения пассажиров (при включении) на последние в задних рядах кресел и отсутствии пассажиров передних; значительно меньше — при обратной последовательности, т. е. при установке пассажиров в задних рядах кресел. Эти зависимости изображены графиком на фиг. 40, где приведены граничные, сочтенные при двух значениях начального веса самолета:

I — при $G_{\text{вес}} = 40000 \text{ кг};$

II — при $G_{\text{вес}} = 60000 \text{ кг}.$

За исходную принят центрока 22% САХ.

Кривые показывают величину смещения центровки от всего числа пассажиров, находящихся на самолете, в каждом рассматриваемом случае.

Какое влияние оказывают на центровку пассажиры, сидящие в том или ином ряду (табл. 14), показано на графике фиг. 41. Здесь значение определено также для различных значений начального веса самолета.

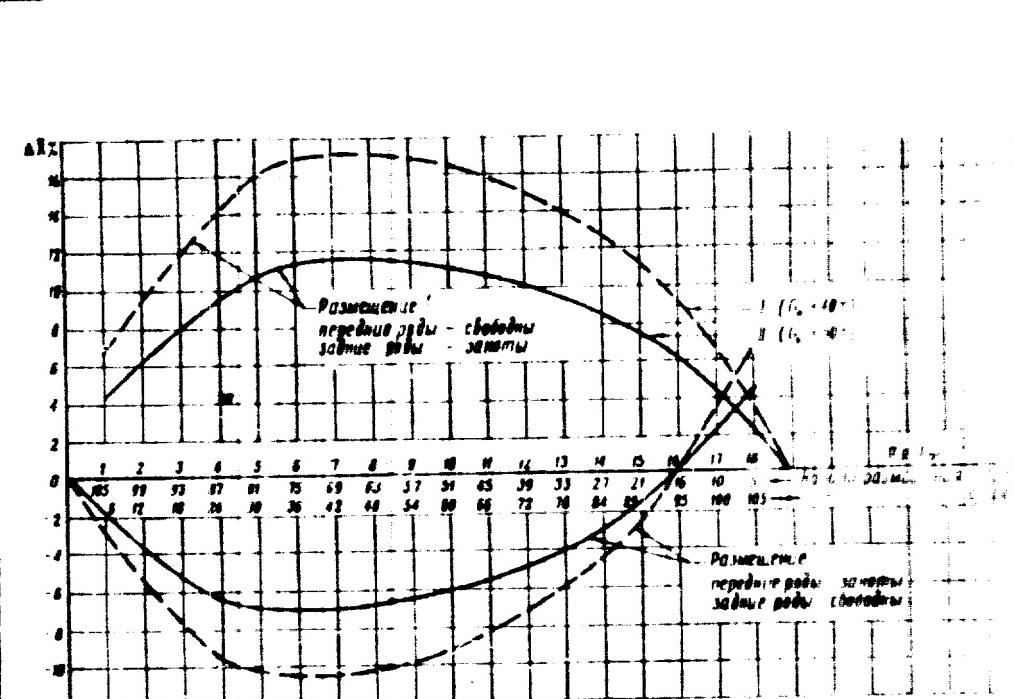
ВЛИЯНИЕ ТОПЛИВА НА ЦЕНТРОВКУ САМОЛЕТА

Заправка самолета топливом смещает его центр тяжести назад. При расчете схемы центровки

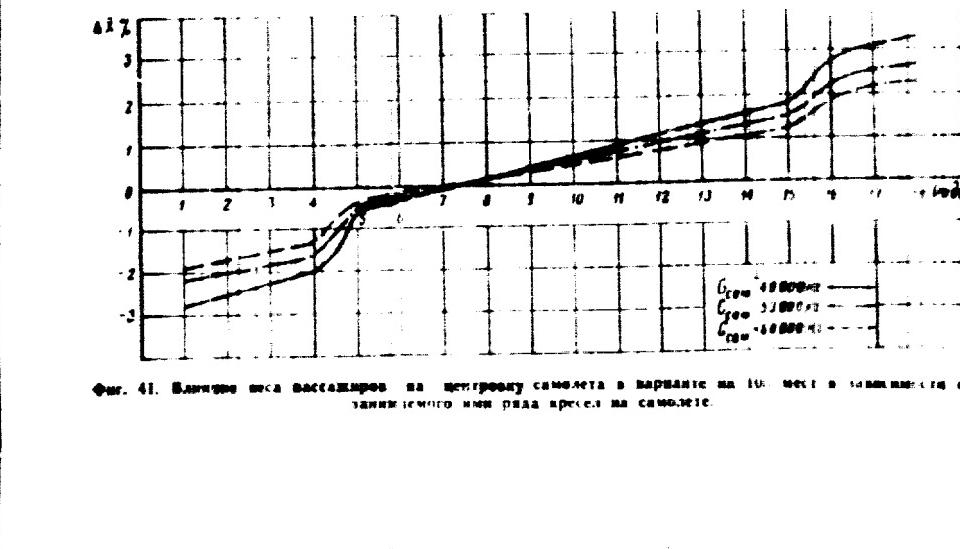
25X1

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

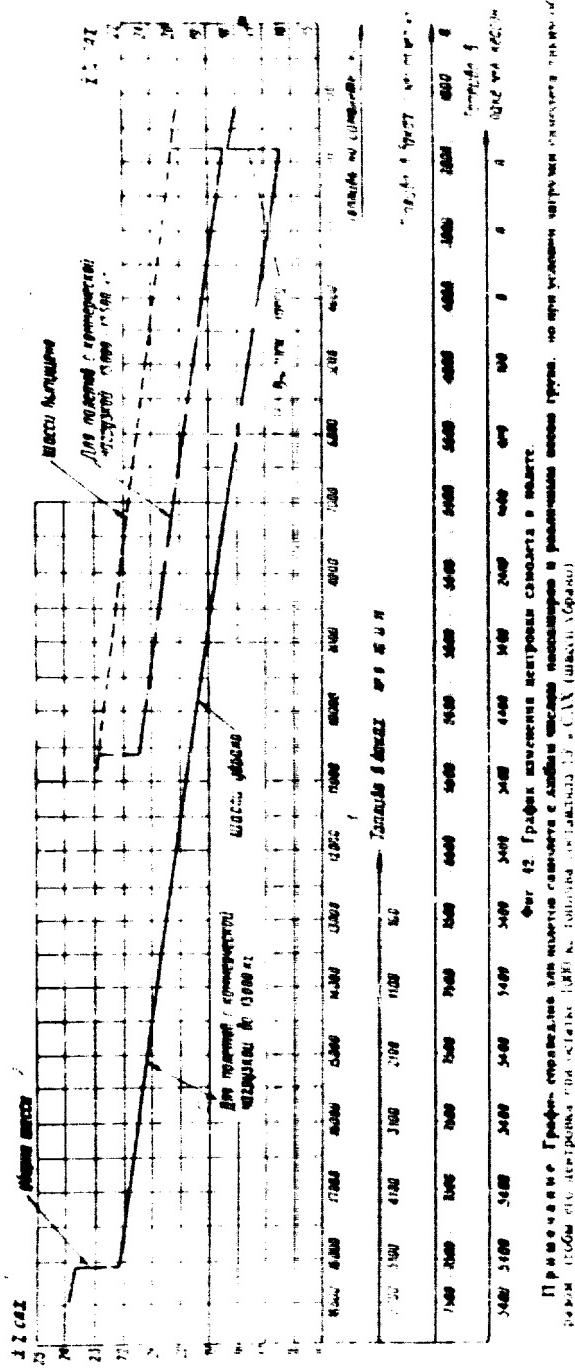
CONFIDENTIAL



Фиг. 40. Изменение центровки при различном размещении пассажиров в случае использования в салоне из 18-ти рядов на 106 мест (исходная центровка $x=22\%$ САХ)



Фиг. 41. Влияние места расположения пассажиров на центровку самолета в варианте на 106 мест в зависимости от занимаемого ими ряда кресел на самолете.



смещается вперед. Потребитель же расхода топлива из различных групп баков в отдельности на центроплан самолета.

Как влияет расход топлива на центроплан показано на фиг. 42. На этом графике дано в качестве центровки самолета в полете, а также при открытии и выпуске шасси.

На графике приведены две кривые:

— для полетов самолета с различной массой пассажиров с коммерческой нагрузкой от 13 000 до 18 500 кг;

— для полетов с различным числом пассажиров и без них, но с коммерческой нагрузкой до 13 500 кг.

При помощи графика на фиг. 42 можно определять взлетную центроплан самолета с различными расходами топлива и последующую сдвигацию его остатком.

Этот график применим для полетов самолета с любым числом пассажиров и различной массой груза, но при условии загрузки самолета таким расчетом, чтобы он имел центроплан в начальном положении 1000 кг в следующих случаях: без шасси и с ним.

При весе коммерческой нагрузки в 13 000 кг: $13 000 \text{ кг} \times 0,1 = 1300 \text{ кг}$

При весе коммерческой нагрузки в 13 500 кг: $13 500 \text{ кг} \times 0,1 = 1350 \text{ кг}$

ВЕРЕГОНКА САМОЛЕТА

При полете без пассажиров и груза (перегонка) на самолет необходимо загружать балласт в зависимости от наличия и количества аккумуляторов в батарее бортового запуска и ее заменять от импульса установленных на самолете. Такими образом для всех семи компоновок — 71, 78, 79, 84, 89, 102 и 111-местных самолетов установлены для них же вес балласта. Величина его определяется из табл. 22.

Во всех случаях самолет будет иметь винтовое центровки в следующем диапазоне:

Шасси вы- пущено	Шасси зубрено
---------------------	------------------

Плавс. запасом топли-
ва 18 600 кг: $252 \pm 0,04 \text{ кг} = 252,04 \text{ кг}$

Плавс. с остатком
топлива 1000 кг: $182 \pm 0,04 \text{ кг} = 182,04 \text{ кг}$

Центровки считаются для полета с живым весом четырех человек (без бортпроводников и фюзеляжных продуктов в буфете), но с пустым центропланом в соответствии с табл. 12.

В расчете принимались:

В пустого самолета (без экипажа и пассажирского бортового запуска): 3070 кг

Центровка пустого самолета: $5,13 \text{ кг}$

При других исходных данных или при изменении снаряжения вес балласта следует вычислять с помощью центровочных рефлексов.

3. ЗАГРУЗКА САМОЛЕТА

ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ВЕСА КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПРИ ВОЛЕТАХ НА РАЗЛИЧНЫЕ ВАРИАНТЫ

Общий грузоподъемность самолета — с учетом бортового запуска от 0,45 кг на килограмм массы груза, включая вес пустого самолета, т. е.

THE IDENTICAL.

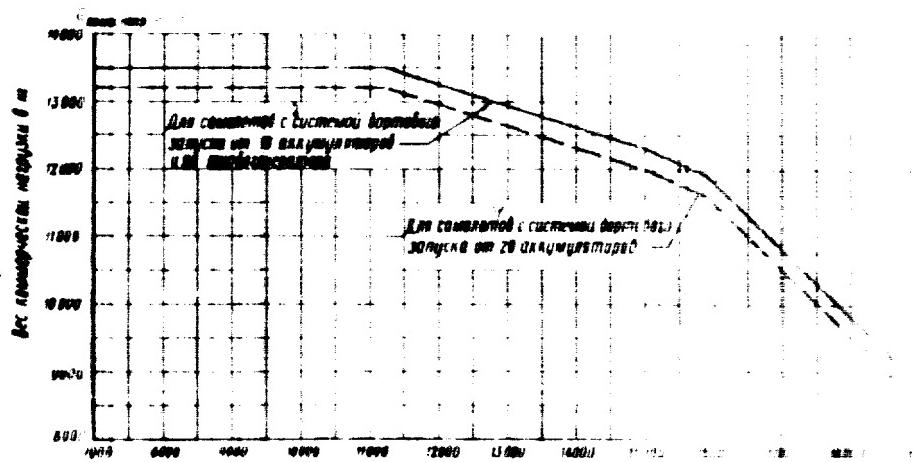
ры, багаж, почта, груз и запас продовольствия в багажнике), составляет до 14 500 кг. У самолетов, где нет бортового запуска, грузоподъемность увеличивается до 1500 кг, т. е. достигает величины 14 000 кг.

Большие объемы багажно-грузовых отделений позволяют значительно увеличивать вес груза при полетах с неполным числом пассажиров.

Общий вес коммерческой нагрузки существенно уменьшается лишь при числе пассажиров менее 65 человек.

Вес груза, размещаемого в багажно-грузовых отделениях и в гардеробе при полном отсутствии пассажиров, составляет 8600 кг*.

Максимальная коммерческая нагрузка разрешается брать на самолет до определенного израсхода топлива. При полетах с большим запасом топлива, т. е. на большую дальность, коммерческая нагрузка уменьшается. Ее несложно определять в зависимости от расхода топлива по графику, приведенному на фиг. 43.



Фиг. 43. График для определения максимального веса коммерческой нагрузки в зависимости от высоты полета (для 105-местного самолета).

По вертикальной складке отложен полный вес коммерческой нагрузки, включая пассажиров и запас продуктов

Вес груда и багажа, опрощаемых в багажные грузовые отделения определяется из условия

$$G_{\text{ep}+6\sigma} = G_{\text{excess}} - 76 \sigma + G_{\text{ep},\infty}$$

где $G_{\text{гр}} + g_{\text{бр}}$ — вес груза и багажа.

$G_{\text{коммерч}} = \text{вес коммерческой нагрузки};$

λ - число пассажиров;

$U_{\text{зап}} = \text{вес запаса продуктов в буфете}$

При полетах самолета с различным числом пас-
сажиров необходимо на борт самолета загружать
багаж или груз в не меньшем определенного веса, чем
каждого случая, в то существует необходимый ми-
нимальный груз, величина которого опреде-
ляется с помощью центровочной графика.

* Для самолета, — Багажно-грузовая отсекация № 4 для хранения агрегатов и снаряжения боевого расчета.

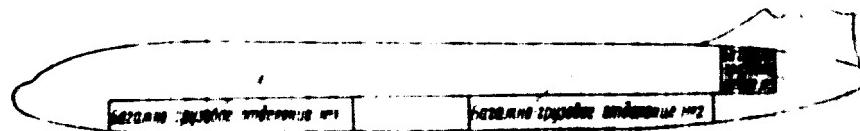
— разрушение ядерного оружия — несет угрозу всему миру. А это опасно.

— Моя любовь к тебе — это не любовь, а страсть, — сказала она.

Для упрощения расчета на затраты и чистую прибыль можно использовать центровочный график.

В случаях, когда в зоне, в которой определяется избыточный приток, имеется склон к подъему, можно воспользоваться повторным приемом, в

CONFIDENTIAL



№ ящика/отсека	Объем м³	Площадь пола м²	Максимально допустимый объем ящиков/отсеков на 1 м² пола	Максимальная весовая ѹемкость каждого отсека при плотности ягца 200 кг/м³	Примечание
1	13,32	13,86	350	3000	
2	13,48	11,14	350	3970	
3	1,06	4,48	350	1570	За счет ящиков №1 и №2 дополнительные места для пассажиров не имею-

Фиг. 44. Схема размещения и емкость ящиков по загрузке багажно-грузовых отсеков.

ВНИМАНИЕ! Максимальная загрузка одновременно двух задних отсеков (№ 2 и № 3) НЕДОПУСТИМА.
Возможные варианты предельной загрузки определяются с помощью центровочных графиков.

РАЗМЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРОВ

Самолет Ил-18В в зависимости от плотности размещения и класса кресла может иметь от 75 до 111 мест.

Схема всех вариантов расположения на самолете пассажирских кресел и номера рядов приведены на фиг. 45.

При полетах с неполным числом пассажиров их следует размещать с таким расчетом, чтобы на борт самолета можно было загрузить наибольший вес коммерческой нагрузки и чтобы при этом взлетная и посадочная центровка находились в допустимом диапазоне.

Второе из этих условий легко удовлетворяется при определении загрузки с помощью центровочного графика (см. фиг. 46). При этом надо стремиться обеспечить и первое из условий.

ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК

Центровочный график показывает общую центровочную линейку, т. е. линию, на которой все пассажиры в масштабе статически равнодействующей силы грузов, в градуированных единицах, находятся в грузу или числом пассажиров.

Центровка самолета в грузу и в пассажирах получается путем практическоголожения их моментов.

В результате фигура (фиг. 36) помещена шкала исходных координат, на которой при расчёте тоннажа отмечается центровка сверхженного самолета О. О. нее и следует начинать отсчет. Ниже расположены трубоные склады. Цена деления этих складов при взлете называется левой частью графика.

На ручке стрелки показывают в какую сторону сдвигается дата с отсчетом.

В правой части графика имеется колодка, куда следует заносить места пассажиров и грузов с учетом предварительного их размещения, а затем путем

суммирования получить величину взлетного веса.

Произведя действие по грузовым шкафам, занесенным на шкалу центровок, расположенную в правой части графика. На этой шкале в точке пересечения опущенной вертикалью горизонтальной прямой, соответствующей взлетному весу, при фиксации ее склонных прямых читается взлетная центровка самолета (см. пример на фиг. 47).

Если полученная центровка оказывается отрицательной, то следует перераспределять грузы между пассажирами. В таком случае можно воспользоваться таблицей, помещенной в нижней части графика, где дано изменение центровки при различном числе пассажиров от перемещения 10% от груза между пассажирами любыми багажно-грузовыми отсеками. Ее помощь, следовательно, также ограничить транспортируемым грузом для изменения величины заданную величину.

По центровочному графику можно вычислить посадочную центровку при выравнивании веса топлива.

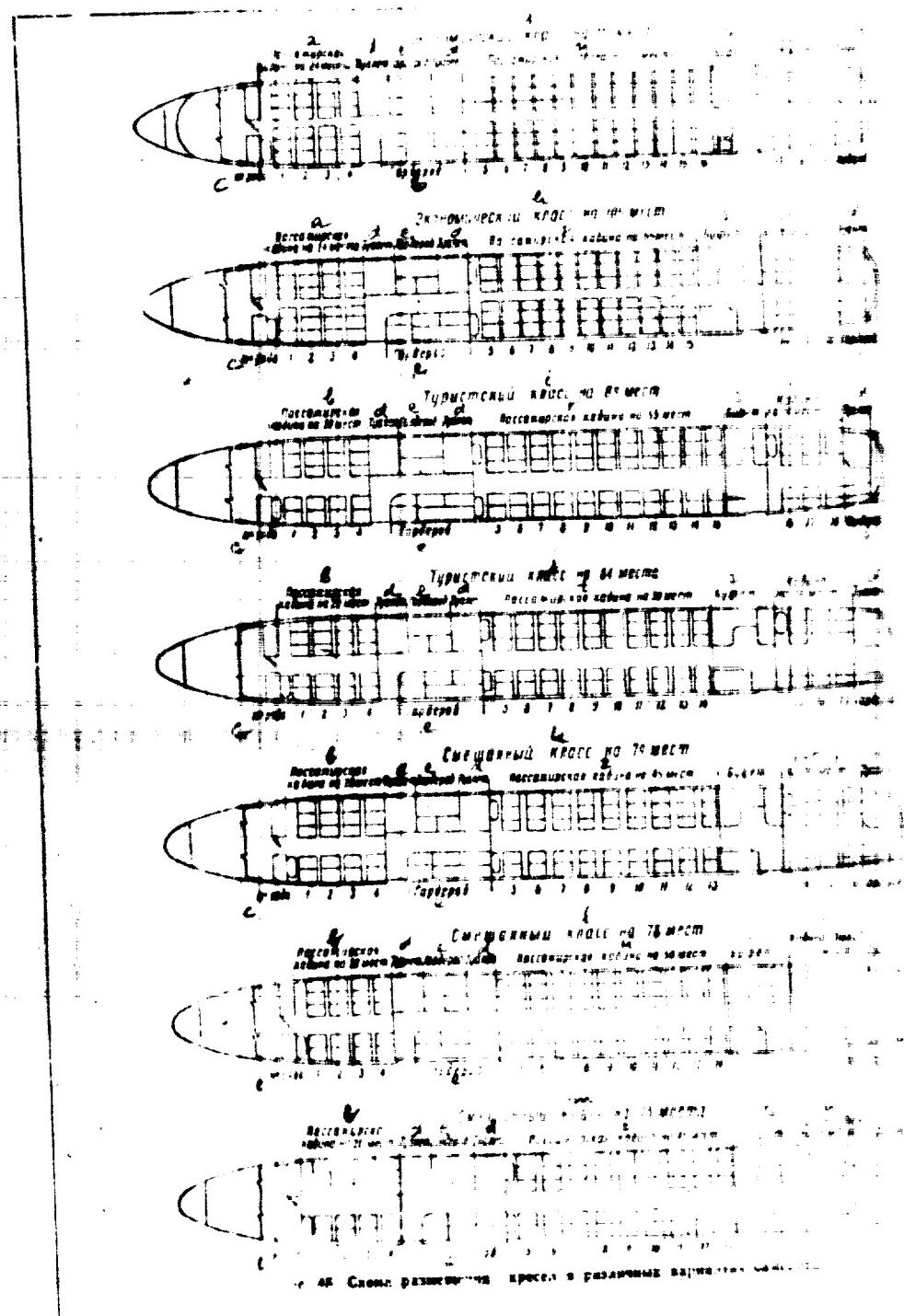
В результате всех операций на графике получают линию, соединяющую центровку самолета с бортовой синхронизированной с запускенным двигателем складами топлива.

На центровочном графике, в свою очередь, в правой части, вертикальной линии, она должна соответствовать пределу сдвигов при загрузке массой пассажиры определяться из условия общего прочности фюзеляжа. Следовательно при вычислении по центровому графику переходных к этому ограничению оно недопустимо.

При помощи центровочного графика можно вычислить максимальную загрузку багажно-грузовых отсеков.

При максимальной загрузке багажно-грузовых отсеков

CONFIDENTIAL



25X1

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

CONFIDENTIAL

Номера телефонов и телеграфных станций, находящихся в распоряжении Генерального штаба и Генеральной штабной школы											
100	101	102	103	104	105	106	107	108	109	110	111
112	113	114	115	116	117	118	119	120	121	122	123
124	125	126	127	128	129	130	131	132	133	134	135
136	137	138	139	140	141	142	143	144	145	146	147
148	149	150	151	152	153	154	155	156	157	158	159
160	161	162	163	164	165	166	167	168	169	170	171
172	173	174	175	176	177	178	179	180	181	182	183
184	185	186	187	188	189	190	191	192	193	194	195
196	197	198	199	200	201	202	203	204	205	206	207
208	209	210	211	212	213	214	215	216	217	218	219
220	221	222	223	224	225	226	227	228	229	230	231
232	233	234	235	236	237	238	239	240	241	242	243
244	245	246	247	248	249	250	251	252	253	254	255
256	257	258	259	260	261	262	263	264	265	266	267
268	269	270	271	272	273	274	275	276	277	278	279
280	281	282	283	284	285	286	287	288	289	290	291
292	293	294	295	296	297	298	299	300	301	302	303
304	305	306	307	308	309	310	311	312	313	314	315
316	317	318	319	320	321	322	323	324	325	326	327
328	329	330	331	332	333	334	335	336	337	338	339
340	341	342	343	344	345	346	347	348	349	350	351
352	353	354	355	356	357	358	359	360	361	362	363
364	365	366	367	368	369	370	371	372	373	374	375
376	377	378	379	380	381	382	383	384	385	386	387
388	389	390	391	392	393	394	395	396	397	398	399
399	400	401	402	403	404	405	406	407	408	409	410
411	412	413	414	415	416	417	418	419	420	421	422
423	424	425	426	427	428	429	430	431	432	433	434
435	436	437	438	439	440	441	442	443	444	445	446
447	448	449	450	451	452	453	454	455	456	457	458
459	460	461	462	463	464	465	466	467	468	469	470
472	473	474	475	476	477	478	479	480	481	482	483
484	485	486	487	488	489	490	491	492	493	494	495
496	497	498	499	500	501	502	503	504	505	506	507
508	509	510	511	512	513	514	515	516	517	518	519
520	521	522	523	524	525	526	527	528	529	530	531
532	533	534	535	536	537	538	539	540	541	542	543
544	545	546	547	548	549	550	551	552	553	554	555
556	557	558	559	560	561	562	563	564	565	566	567
568	569	570	571	572	573	574	575	576	577	578	579
580	581	582	583	584	585	586	587	588	589	590	591
592	593	594	595	596	597	598	599	600	601	602	603
604	605	606	607	608	609	610	611	612	613	614	615
616	617	618	619	620	621	622	623	624	625	626	627
628	629	630	631	632	633	634	635	636	637	638	639
640	641	642	643	644	645	646	647	648	649	650	651
652	653	654	655	656	657	658	659	660	661	662	663
664	665	666	667	668	669	670	671	672	673	674	675
676	677	678	679	680	681	682	683	684	685	686	687
688	689	690	691	692	693	694	695	696	697	698	699
699	700	701	702	703	704	705	706	707	708	709	700
702	703	704	705	706	707	708	709	700	701	702	703
705	706	707	708	709	700	701	702	703	704	705	706
708	709	700	701	702	703	704	705	706	707	708	709
711	712	713	714	715	716	717	718	719	710	711	712
714	715	716	717	718	719	710	711	712	713	714	715
717	718	719	710	711	712	713	714	715	716	717	718
720	721	722	723	724	725	726	727	728	729	720	721
723	724	725	726	727	728	729	720	721	722	723	724
726	727	728	729	720	721	722	723	724	725	726	727
729	720	721	722	723	724	725	726	727	728	729	720
732	733	734	735	736	737	738	739	730	731	732	733
735	736	737	738	739	730	731	732	733	734	735	736
738	739	730	731	732	733	734	735	736	737	738	739
741	742	743	744	745	746	747	748	749	740	741	742
744	745	746	747	748	749	740	741	742	743	744	745
747	748	749	740	741	742	743	744	745	746	747	748
750	751	752	753	754	755	756	757	758	759	750	751
753	754	755	756	757	758	759	750	751	752	753	754
756	757	758	759	750	751	752	753	754	755	756	757
759	750	751	752	753	754	755	756	757	758	759	750
762	763	764	765	766	767	768	769	770	771	772	773
765	766	767	768	769	770	771	772	773	774	775	776
768	769	770	771	772	773	774	775	776	777	778	779
771	772	773	774	775	776	777	778	779	770	771	772
774	775	776	777	778	779	770	771	772	773	774	775
777	778	779	770	771	772	773	774	775	776	777	778
780	781	782	783	784	785	786	787	788	789	780	781
783	784	785	786	787	788	789	780	781	782	783	784
786	787	788	789	780	781	782	783	784	785	786	787
789	780	781	782	783	784	785	786	787	788	789	780
792	793	794	795	796	797	798	799	790	791	792	793
795	796	797	798	799	790	791	792	793	794	795	796
798	799	790	791	792	793	794	795	796	797	798	799
801	802	803	804	805	806	807	808	809	800	801	802
804	805	806	807	808	809	800	801	802	803	804	805
807	808	809	800	801	802	803	804	805	806	807	808
810	811	812	813	814	815	816	817	818	819	810	811
813	814	815	816	817	818	819	810	811	812	813	814
816	817	818	819	810	811	812	813	814	815	816	817
819	810	811	812	813	814	815	816	817	818	819	810
822	823	824	825	826	827	828	829	820	821	822	823
825	826	827	828	829	820	821	822	823	824	825	826
828	829	820	821	822	823	824	825	826	827	828	829
831	832	833	834	835	836	837	838	839	830	831	832
834	835	836	837	838	839	830	831	832	833	834	835
837	838	839	830	831	832	833	834	835	836	837	838
840	841	842	843	844	845	846	847	848	849	840	841
843	844	845	846	847	848	849	840	841	842	843	844
846	847	848	849	840	841	842	843	844	845	846	847
849	840	841	842	843	844	845	846	847	848	849	840
852	853	854</td									

25X1

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

~~CONFIDENTIAL~~

~~CONFIDENTIAL~~

ции при различном расположении насажек и пределах числа их на самокете. Точность определения центровок по графику $\pm 0.5\%$

Ниже приводится пример использования центровочного графика. Из примера определено, что вильной затратки и центровки самолета ясно, что это требует затраты определенного времени.

Чтобы не прибегать к повторным расчетам в слу-
чаях частичной догрузки самолета грузом неболь-
шого веса или частичной разгрузки, составлена
вспомогательная таблица (табл. 24), в которой по-
казано, как распределить груз между багажно-
грузовыми отделениями без нарушения центровки
самолета. Полный вес догруженного или снимаемого
груза при этом принимается за 100%.

Б таблице даны возможные варианты распределения груза между отсеками № 1 и 2 или № 1 и 3. При этом необходимо соблюдать требования прочности.

Пример определения затруднений и центровки самолета при помощи Центровочного графика

Определить размещение груза и взлетную цен-
ровку для 84-местного варианта при заданной за-
грузке самолета топливо - 10 000 кг; пассажиры
84 чел. (с размещением во всех рядах); багаж
груз - 4470 кг; запас Суфта - 200 кг; экипаж
4 чел. и бортпроводник - 1 чел.

1. Определение исходной точки

Данные	Вес в кг	Центровка в % САХ
Пустой самолет (без кресла с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов), массы выче- шено	31 100	13,8
Снаряжение без экипажа с красками 84 шт. (табл. 19)	1 830	+3,3
Валаные уборки шасси	-	+0,0
Итого: снаряженный самолет (без экипажа), массы убрано	33 160	14,4

2. Предварительно намечаем разметку по отделениям и записываем вес груза колонку (фиг. 47). Присоединяется, взятый вес — 54 530 кг

3. Из исходной точки (на верхней полке), стоящей у центрального спаренного сиденья без якоря (шасси убрано), опускаем пассажирскую шкалу размещения пассажиров в рядах №№ 10-15 (точка А). Все ряды заняты пассажирами, начиная от точки А отсчитываем право по направлению стрелки 15 деления, соответствующие 15 пассажирам (точка Б).

4. Из точки *B* опускаем вертикаль в соответствующую разметку пасынка из ворот № 10—12 (точка *B'*).

От точки B вправо по измерению «тройки» считываем три деления, соответствующий 15 тысяч жирин (точка G).

3. Дальнейший расчет производится с помощью произведенным выше действиями (см. график).

В результате проделанных операций наложившую точку L , соответствующую размещению пояса в данной коммерческой нагрузке (без покрова).

При желании определить центровку срыва по нулевому запасу топлива проделаем следующее

Из точки D опускаем перпендикуль на траектории гравитации до пересечения с горизонтальной линией, соответствующей весу самолета при данном весе грузов (44 530 кг). По наклонным линиям в таблице пересечения получаем центровку (точка E) самолета без топлива, равную при данном весе 144 831 кг, 17,4% САХ (шасси убрано). Для определения веса траектории самолета без топлива (шасси выпущены) воспользуемся табл. 23, из которой находим еще две центровки за счет вымысла шасси самолета имеющего вес 45 000 кг. Получаем $+2,0$ и, следовательно, центровка самолета при выпущенном шасси будет $17,4 + 2 = 19,4\%$ САХ.

Таким образом, точка Ж соответствует 100% загрузке самолета без топлива

Далее, отложив на шкале «Горизонт» отрезок, соответствующий минимальному остатку земли для посадки - 1000 кг (точка М), и, начиная с этой точки вертикально на шкале центровки, в том же

Все погибшие в результате разбившихся краевых зон в кабинах самолета № 105

Варианты компоновок	Софы		Б-фот	Количество кресел				Неск. кресел	
	Числ. в салоне	Сложн. в салоне		в передней кабине	в основной (средней) кабине	в задней кабине	в передней кабине	в основной (средней) кабине	в задней кабине
Смешанный класс	13			20	45	8	900	1020	640
То же	13			20	50	8	900	900	640
Туристский класс	19	Большой		20	45	14	900	1020	640
То же	14	Б-фот		20	50	14	930	900	640
Экономический класс	14			24	65	16	900	840	640
Туристский класс	19	Малый		20	55	14	900	900	640
Экономический класс	11	Б-фот		24	71	16	900	840	640

CONFIDENTIAL

соответствующей посадочной массе 40 340 кг, получаем посадочную центровку с 18,4% САХ (шасси убрано). Затем определяем паспортную центровку. Из точки Ж откладываем отрезок, соответствующий заданному запасу топлива для полета 10 000 кг (точка К) и проводим из точки К вертикаль на шкалу центровки в точке L, соответствую-

щей взлетному весу 54 540 кг, получим паспортную центровку 21,2% САХ (шасси убрано).

При определении в следующих расчетах центровок необходимо помнить, что для аэробусов АВ-600 не должны быть более первые 70% САХ (шасси убрано), а избыточные более позднее не более 23% САХ (шасси убрано).

График 1
Весовые данные самолета Ил-18В с двигателями АМ-20А и винтами АВ-600
Количество пассажирских мест - 105

Коммерческая нагрузка кг	При различных запасах топлива в кг						
	1500	2000	2500	3000	4000	5000	6000
Дальность полета (с автономным запасом топлива на 1 час полета — 1800 кг) на скорость 625 км/час, Н 800 кг в кг	1500	2000	2500	3000	4000	5000	6000
Техническая дальность полета до полного выгорания топлива в км	2100	2600	3100	3400	4000	5000	5600
Взлетный вес самолета с багажом в кг	55 100	56 700	58 100	59 100	61 500	61 500	61 500
Для самолетов с системой запуска от бортовых генераторов	14 000	14 000	14 000	13 000	12 100	9 700	9 700
Для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов или от турбогенератора	13 500	13 500	13 500	13 100	11 900	9 200	9 200
Для самолетов с системой бортового запуска от 20 аккумуляторов	13 200	13 200	13 200	12 200	11 600	8 600	8 600
Запас топлива (в момент нахождения самолета у аэропорта) в кг	2900	9 500	11 200	12 200	14 600	16 600	18 600
Полная весовая отдача (для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов или турбогенератора)	43,1	41,7	40,4	40,4	39,1	39,1	39,1
Расчетный посадочный вес в кг	51 000	51 000	51 000	51 000	51 000	51 000	51 000
Остаток топлива при $G_{\text{расч}} = 4$, $G_{\text{топ}} = 0$ в кг	3 800 (45%)	3 800 (45%)	3 700 (44%)	3 240 (33%)	2 940 (31%)	2 740 (30%)	2 540 (29%)
Расчетный вес самолета с топливом 1600 кг в кг	48 800	48 800	48 800	48 800	48 800	48 800	48 800
Вес самолета без топлива в кг	41 119	41 200	41 200	41 200	41 200	41 200	41 200

При максимальной взлетной массе 54 540 кг	При максимальной взлетной массе 56 700 кг	При максимальной взлетной массе 61 500 кг
Сколько топлива можно выложить из баков (в кг) для полета 1 час	13 200	13 300
Пустота в баках (в кг) для полета 1 час	9 830	11 330 (15%)

* $G_{\text{топ}}$ = вес топлива перед полетом

CONFIDENTIAL

Таблица 11

Предельно допустимый остаток топлива

Вес коммерческой нагрузки в кг	Максимально допустимый остаток топлива при посадке в кг	Посадочный вес самолета в кг
13 500	3 800	50 000
12 300	5 000	58 000
9 500	7 800	58 000
7 300	10 000	58 000

Внимание! Систематическая полетка с топливом весом выше 6000 кг не рекомендуется.

Таблица 12

Весовая сводка снабжения при различном количестве кресел

Наименование	Для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов или от турбогенератора												Для самолетов с системой бортового запуска от 20 аккумуляторов			
	10	84	79	75	73	111	89	105	84	79	76	73	111	89		
Комплектное кресло	10	84	79	75	73	111	89	105	84	79	76	73	111	89		
Экипаж — 5 чел.																
в том числе: летчики — 2 чел., штурманы, разведчики и бортпроводники в кг	10	400	190	40	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400
Масло																
Вспомогательные системы																
Кресла с системой	10	323	323	320	320	320	320	320	320	320	320	320	320	320	320	320
Оборудование пилота	10	830	780	810	780	1020	880	970	830	780	810	780	1020	830	830	830
Комплект оборудования пилота	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210
Боксы для ящиков баллонов	40	19,2	19,2	19,2	19,2	—	—	19,2	19,2	19,2	19,2	19,2	19,2	19,2	19,2	19,2
Книжковидный ящик	53	53	53	53	53	53	53	53	53	53	53	53	53	53	53	53
Луковицы шахматные	39	39	39	39	39	39	39	39	39	39	39	39	39	39	39	39
Ящики в кг	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Жилые кресла																
Втулочные кресла в кг	10	83	83	83	83	83	83	83	83	83	83	83	83	83	83	83
Втулочные кресла с системой	10	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65
Багажное и кислородное оборудование																
Комплект																
Литература в кг	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20
Переносные кислородные баллоны в кг	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
Запас кислорода в стальной и деревянных баллонах в кг	4	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8
Система бортового запуска в кг																
Вспомогательные приводы в кг																
Вспомогательные оборудования																
Технический инструмент и материалы багажа в граммах в кг	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5
Сигнальные приводы в кг																
Документы пилота																
10 аккумуляторов																
(или турбогенератор)																
Аккумуляторные батареи в кг	10	350	350	350	350	350	350	350	350	350	350	350	350	350	350	350
Турбогенераторные батареи в кг	10	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210	210

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Таблица 1

Вес снаряжения (без экипажа) для самолетов Ил-18В с различным количеством кресел и на центровке системой запуска и влияние его на центровку самолета

Система запуска	Количество кресел					
	111	167	84	114	78	100
Для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов						
1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг
авиогенератор + АКБ + 2,15 САХ	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг
турбогенератора	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг
Для самолетов с системой бортового запуска от 20 аккумуляторов						
1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг
авиогенератор + АКБ + 2,15 САХ	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг
турбогенератора	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг	1570 кг

Приложение. Вес системы запуска от 10 аккумуляторов учитывается в весе пустого самолета. Для самолетов с системой бортового запуска от 20 аккумуляторов вес дополнительных 10 аккумуляторов не входит в вес снаряжения.

Примеры расчета центровки самолета Ил-18В в варианте на 167 пассажирских мест

Система бортового запуска	Вес от 10 аккумуляторов или турбогенератора			Вес от 20 аккумуляторов		
	Самолет	Лайнер	Коммерческая нагрузка	Самолет	Лайнер	Коммерческая нагрузка
Дальность полета						
1500 км	500 км	1500 км	1500 км	500 км	1500 км	1500 км
1570 кг	920 кг	1570 кг	1570 кг	920 кг	1570 кг	1570 кг
Коммерческая нагрузка						
Наименование	Самолет	Лайнер	Самолет	Самолет	Лайнер	Самолет
Пустой самолет	31,30	11,722,429,410,3	31,330	13,722,429,410,3	31,333	13,722,429,410,3
Снаряжение	1570	—	1570,3	—	1570,3	—
Экипаж (1 чел. в кабине)	20	—	542,4	32	—	542,4
Бортпроводник в буфете	80	2,6*	811,4	80	22,980	1811,3
Топливо	11,0*	13,719,964,785,6	11,620	11,70*	27,532	11,2*
Пассаж. Число пассажиров жюри + вес пакетов	167	—	1570,3	—	104,58,1	1570,3
Багаж и груз в багажно-грузовом отсеке № 1	31,0	1,485,285,9	1,57	7,195,940,1	3,95	7,195,940,1
То же № 2	29,5	2,390,102,5	1,57	25,700,13,51	16,40	21,700,13,51
Багаж в грузовом	2,0	—	—	—	135	—
Запас продуктов в буфете	2,0	2,129,7159	200	1,297,1459	200	1,297,1459
Взлетный вес самолета	40,0*	13,99,82,500,1	6,570	11,128,82,500,1	58,400	11,128,82,500,1
Центровка	Шасси вынуты	22,981	—	23,5	—	23,5
в % САХ	Шасси убрано	22,4	—	21,4	—	21,4
Посадка с остатком топлива 1820 кг (аварийный гидравлический запас топлива на 1 час полета)	Бес.	19,00*	1,673,05,671,8	4,100	13,00,13,00	18,00
	Шасси вынуты	19,00	—	19,5	—	19,5
	Шасси убрано	19,15	—	18,15	—	18,15

CONFIDENTIAL

25X1

Справка о грузах

ГРУЗЫ	
Всего	11

Таблица 15

Снаряжение 108-местного самолета Ил-108

Бортовой инвентарь и сопутствующие грузы борта пилота

Наименование	код	Всего число	ГРУЗЫ		
			кг	км	цена кг
Мешки	34	3	Б-баксы Б-ратники Б-транспорт. машинаретные тру- бопроводы	207,4 49 63,6	11,060 — —
Бумажные полотенца	17	1	Бумажные полотенца	970	1470,9
Кухонные принадлежности	17	1	Кухонные принадлежности	—	—
Мебель для каюты Кирпич	09-0	1	Кирпич с подставками и бельем - 22 шт. Бумажные полотенца - 12 шт. Ложемент - 2 шт. Раковина - 1 шт. Чайник	219,7 49,2 39 53 5	21,025 21,340 21,220 23,000 21,330
Аксессуары	18	4	Бумажные полотенца 1-й салоне Бумажные полотенца 2-й салоне Бумажные полотенца туалете Водоизделийная система	29 29 25 65	7,200 11,310 27,700 27,365
Бумажные полотенца 1-й салоне	11	1	Бумажные полотенца Бумажные полотенца - 12 шт. Бумажные полотенца - 12 шт. Запас кислорода в переносных кисло- родных баллонах Запас кислорода в стекловарных бал- лонах	60,2 20 27 1,8 3	14,610 9,225 8,350 8,330 5,900
Санитарное оборудование	19	2	Бумажники Бортовой гравитацион.	12 6	8,300 22,300
Бумажные полотенца	17	1	Бумажные полотенца Бумажные полотенца туалете в кабине пилотов и грузовых отделениях Сигнальные патроны ЭКСП-39 - 12 шт.	12,5 2,6	14,920 1,440
Спиральные бечевки	10	1	—	1970	3170,3
Спиральные бечевки длиной 5 м	10	1	—	2370	3400,1

Приложение 15. Снаряжение 108-местного самолета Ил-108 для бортового питания, бортового запуска от 10 аккумуляторов вводки и веса 108 кг

Таблица 16

Снаряжение 118-местного самолета Ил-108

Бортовой инвентарь и сопутствующие грузы борта пилота

Наименование	код	Всего число	ГРУЗЫ		
			кг	км	цена кг
Мешки	34	3	Б-баксы Б-ратники Б-транспорт. машинаретные тру- бопроводы	207,4 49 63,6	11,060 — —

Наименование	Вес кг	В том числе	G	к	к
			кг	шт	руб.
Кресла со столиками	1020		120		1500
Оборудование кабин	136,9	Компьютеры с письмами и блоком 10 шт. Компьютерники - 8 шт. Ящики	86,7 47,2 3	22,500 23,170 23,250	1500
Живность	148	Волы в переднем 1-м туалете Волы в переднем 2-м туалете Волы в заднем туалете Волы в санитарной системе	29 29 25 65	7,200 11,300 27,700 27,250	1500
Бытовое и кислородное об- рудование (съемные)	112	Ковры лежаки Литература Перевозочные кислородные бало- ны с приборами КП-21 Запас кислорода в перевозимых кислородных балонах Запас кислорода в стационарных балонах	60,2 20 27 1,9 3	14,510 9,220 8,550 8,500 5,500	1500
Служебное оборудование	18	Биргалетница Биртовый трап-лоток	12 6	8,300 22,200	1500
Вспомогательное об- орудование	15,1	Тележка для транспортировки гру- п в нижних багажно-грузовых от- делениях Сигнальные патроны ЭКСП-39 - 12 шт.	12,5 2,6	14,920 1,140	1500
Сваривание без скоб	1770		170		22,400
Сваривание с зажимами Б-4	2170		210		22,400

Примечание: Для отключения и пропуска системы бортового запуска от 10 аккумуляторов включают бескондукторный самодела

Сваривание 105-местного самолета Ил-18В

Наименование	Вес кг	В том числе	G	к	к
			кг	шт	руб.
Мясо	28	В соках В рулетах В супах, маслодрессаде рубленое	17,1 19 63,0	11,50	1500
Кресла со столиками	920		120		1500
Оборудование кабин	366,9	Компьютеры с письмами и блоком 22 шт. Блок для вторых лиц - 12 шт. Духовой шкаф - 2 шт. Компьютерники - 9 шт. Ящики	19,7 69,7 30 53 5	21,75 21,340 21,700 23,000 23,250	1500
Живность	148	Волы в переднем 1-м туалете Волы в переднем 2-м туалете Волы в заднем туалете Волы в санитарной системе	29 29 25 65	7,200 11,300 27,700 27,250	1500

СВАРИВАНИЕ

CONFIDENTIAL

55/1

6. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

На фиг. 51 приведен график расчетных воздушных нагрузок на горизонтальное оперение для всех диапазонов полетных весов и центровок самолета.

Наибольшие расчетные нагрузки на горизонтальное оперение следующие:

Случай нагружения	$P_{F, \text{нг}}$, кг
1 $A' = \Delta F$	6 413
2 $B' = \Delta F$	5 418
3 $C' = \Delta F$	-2 369
4 Несимметричный полет	21 727
5 Случай маневренной нагрузки	18 059
6 Случай маневренной нагрузки	-19 638

7. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Расчетные воздушные нагрузки на вертикальное оперение равны:

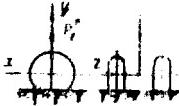
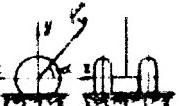
Случай нагружения	$P_{F, \text{вт}}$, кг
Минимальная нагрузка	+16
Лемнифирующая нагрузка	+8
Нескольконый воздух	+18
Случай остановки двигателей	-16
Комбинированное нагружение	+18

8. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ШАССИ

В табл. 25, 26, 27 и 28 приведены расчетные нагрузки на переднюю и главные ноги шасси при взлете и посадке при $G_{\text{дл}}=61 500$ кг; $G_{\text{п}}=51 000$ кг.

Расчетные нагрузки на переднюю ногу шасси при посадке

$G_{\text{п}} = 51 000$ кг; $\chi = 16,5\%$ САХ

Расчетный случай	Случай нагружения	Расчетная нагрузка P_F , кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$E_{\text{п}} + G_{\text{п}}$	 R_F	$H_{\text{п,к}}^T = 149 \text{ кг}$ $H_{\text{п,п}}^T = 286 \text{ кг}$	$P_F = 36 600$	4,16
$E_{\text{п}} + G_{\text{п}}$	 R_F	$H_{\text{п,к}}^T = 315 \text{ кг}$ $H_{\text{п,п}}^T = 20 \text{ кг}$ $\alpha = 15^\circ$	$P_F = 33 000$	3,75
$E_{\text{п}} + G_{\text{п}}$	 R_F	$H_{\text{п,к}}^T = 315 \text{ кг}$ $H_{\text{п,п}}^T = 30 \text{ кг}$ $\alpha = 15^\circ$	$P_F = 23 100$	2,62
$E_{\text{п}} + G_{\text{п}}$	 R_F	$H_{\text{п,к}}^T = 28 \text{ кг}$ $H_{\text{п,п}}^T = 277 \text{ кг}$ $\alpha = 30^\circ$ $\beta = 76 - 117^\circ$	$P_F = 13 000$	3,75

CONFIDENTIAL

25Y1

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

CONFIDENTIAL

Координаты центра тяжести пассажиров при различном количестве мест на самолете

Ко- личес- тво мест	111	103	90	81	79	78	73	
№ ряда	ко- личес- тво кресел в ряду	Хит м						
1	6	4,038	6	4,038	5	4,038	5	4,038
2	6	4,938	6	4,938	5	4,938	5	4,938
3	6	5,838	6	5,838	5	5,838	5	5,838
4	6	6,738	6	6,738	5	6,738	5	6,738
5	6	12,130	6	12,130	5	12,130	5	12,130
6	6	12,970	6	12,970	5	13,030	5	13,030
7	6	13,810	6	13,810	5	13,930	5	13,930
8	6	14,650	6	14,650	5	14,830	5	14,830
9	6	15,490	6	15,490	5	15,730	5	15,730
10	6	16,330	6	16,330	5	16,630	5	16,630
11	6	17,170	6	17,170	5	17,530	5	17,530
12	6	18,010	6	18,010	5	18,430	5	18,430
13	6	18,850	6	18,850	5	19,330	5	19,330
14	6	19,690	6	19,690	5	20,230	5	20,230
15	6	20,530	5	20,530	5	21,130	5	21,130
16	5	21,370	6	24,280	5	24,280	5	25,180
17	6	24,280	5	25,180	5	26,080	4	26,080
18	5	25,180	5	26,080	4	26,080	—	—
19	5	26,080	—	—	—	—	—	—

Таблица 22

Величина балласта и место его установки
при перегонке самолета

Этапах — 4 ч.

Наименование	Для самолетов с системой фор- того запуска от 10 аккумуля- торов	Для самолетов с системой фор- того запуска от 20 аккумуля- торов
Вес балласта в кг	16	150

Место загрузки
Задняя часть ба-
загрузочного зала
отделения № 2Задняя часть ба-
загрузочного зала
отделения № 2

Вес самолета кг	61 500	50 000	45 000	40 000	35 000
Изменение началь- ной точки центра тяжести самолета от уборки шасси в м САХ	+1,5	+1,6	+2	+2,5	+2,9

Таблица 23

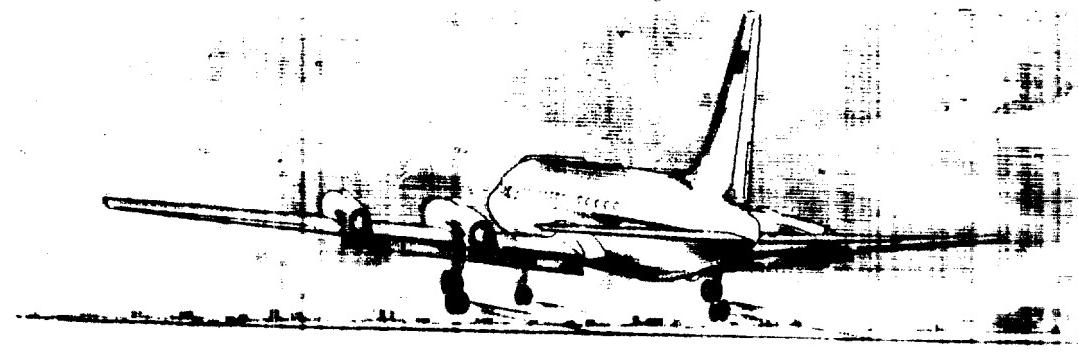
Возможное распределение дополнительного груза
без нарушения центровки самолета

Загружаемые багажно- грузовые отделения	Вес добавляемого груза 100%
№ 1 и 2	В отделение № 1 — 55% В отделение № 2 — 45%
№ 1 и 3	В отделение № 1 — 71% В отделение № 3 — 29%

CONFIDENTIAL

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

CONFIDENTIAL



ГЛАВА IV

ПРОЧНОСТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1. ИСХОДНЫЕ ВЕЛИЧИНЫ, ПРИНЯТЫЕ ПРИ РАСЧЕТАХ САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

При определении нагрузок, действующих на самолет, при расчетах на прочность принято следующее:

Предельное число M полета ... $M_{\text{пред}}=0,65$

Ограничительная максимальная индикаторная скорость горизонтального полета ... $V_{\text{max гор}}=510 \text{ км/час}$

Максимально допустимая индикаторная скорость при планировании Скоростной напор, соответствующий индикаторной скорости $V_{\text{max гор}}$... 510 км/час

Скоростной напор, соответствующий индикаторной скорости $V_{\text{max гор}}$... 612 км/час

Максимальная индикаторная скорость полета, при которой необходимо убирать закрылки, отклоненные на $\delta = 30^\circ$... 612 км/час

Максимальная скорость полета, при которой разрешается отклонение закрылки на углы $\delta = 15^\circ$ и $\delta = 10^\circ$... 612 км/час

Максимальная скорость, при которой разрешается кипучить и убирать шасси и открывать и закрывать створки шасси ... 612 км/час

Максимальный взлетный вес самолета ... $G_{\text{взл}}=10000 \text{ кг}$

Максимальный посадочный вес самолета при эксплуатационных посадках ... $G_{\text{посад}}=10000 \text{ кг}$

Максимальное количество погонажа самолета, при котором разрешается посадка ... $G_{\text{погонаж}}=10000 \text{ кг}$

Максимальная коммерческая полезная нагрузка ... $G_{\text{ком}}=10000 \text{ кг}$

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ 1. Исходя изложение ограничений по скоростям полета, может привести к потере самолета и воздухе от неизвестных больших соединяющих нагрузок или от физического

2. Нормальный полетный вес не должен превышать $G_{\text{взл}}=51 \text{ т}$. Однако в исключительных случаях разрешается посадка самолета с полетным состоянием

весом при повышенном внимании летчика. Поэтому посадка следует осмотреть колеса, ноги шасси и узлы крепления шасси к крылу.

3. Систематические посадки с $G_{\text{посад}}=10000 \text{ кг}$ производить не рекомендуется. Остаток топлива при систематических посадках опускается не более 600 кг.

4. Первые серийные самолеты имеют пониженную прочность. Дополнительные ограничения на прочности для этих самолетов приведены в инструкции летчику.

На фиг. 48 приведены максимальные скорости в различных высотах полета. Из фигуры видно, что ограничение по индикаторной скорости при горизонтальном полете, равное $V_{\text{max гор}}=510 \text{ км/час}$, существует до высоты $H_{\text{гор}}=4500 \pm 5500 \text{ м}$ (в зависимости от полетного веса самолета).

2. ПОЛЕТНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ

На фиг. 49 приведен график максимальных эксплуатационных «крыльевых» перегрузок, действующих на самолет в полете, в зависимости от его веса — $n^{\text{п}}_{\text{мат}}$.

Приложение. Расчетная перегрузка определяется при коэффициенте безынерционности $f = 1,5$. Она равна $n^{\text{п}}_{\text{мат}} = n^{\text{п}}_{\text{мат}} f = 1,5$.

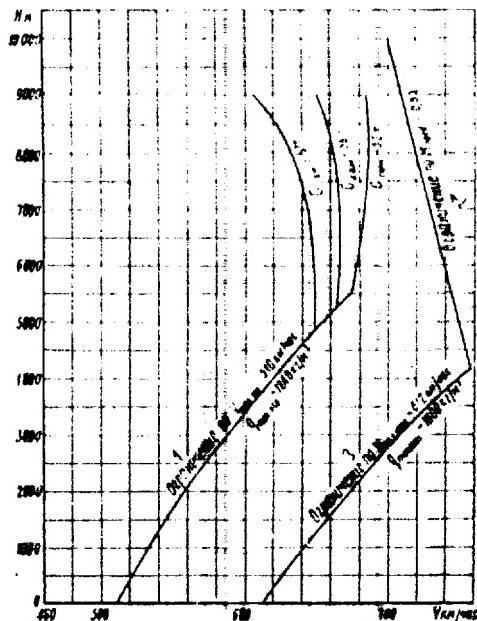
Величина $n^{\text{п}}_{\text{мат}}$ показывает, во сколько раз максимальная эксплуатационная воздушная нагрузка, действующая на крыло самолета, больше αF в единицах.

Из графика видно, что с увеличением полетного веса самолета величина максимальной перегрузки уменьшается. Меньше 2,30 при расчетах на прочность максимальная эксплуатационная перегрузка не берется, что соответствует $n^{\text{п}}_{\text{мат}} = 3,45$. На этом же графике приведена кривая изменения максимальной воздушной нагрузки на крыло в единицах (αG)_{max}.

Из графика видно, что, несмотря на уменьшение величины максимальной перегрузки, воздушная нагрузка на крыло увеличивается с увеличением полетного веса самолета.

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL



Фиг. 48. Максимальные скорости полета самолета на различных высотах.

3. РАСЧЕТНЫЕ ВЕСА

В табл. 10 гл. III «Бесовые данные, центровка и загрузка самолета» даны значения взлетных, полетных и посадочных весов самолета с полной ком-

мерческой нагрузкой в зависимости от дальности полета.

Расчетный посадочный вес самолета определяется в зависимости от таймфактора сгорания топлива, равным 40-33% от общего количества его при взлете.

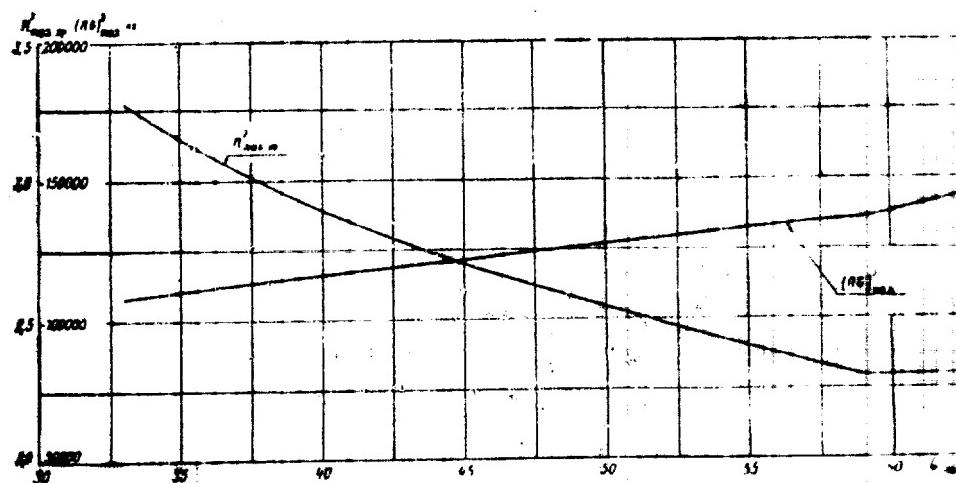
За минимальный полетный вес при расчетах на прочность принимается вес самолета с полной топливом 1600 кг.

Для всех агрегатов самолета (кроме крыла при посадке) расчетным является вариант с полной коммерческой нагрузкой. Для крыла самолета при посадке расчетным является вариант самолета с неполной коммерческой нагрузкой, когда запас топлива равен 10 000 кг и коммерческая нагрузка равна 7800 кг.

При расчетах на прочность самолета в видах отдельных его агрегатов рассматриваются следующие три варианта загрузки:

НОРМАЛЬНЫЙ ВАРИАНТ С ПОЛНОЙ КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКОЙ

Взлетный вес самолета ($G_{взл}$)	$G_{взл} = 95700 \text{ кг}$
Расчетный полетный вес самолета ($G_{пол}$)	$G_{пол} = 48300 \text{ кг}$
Расчетный посадочный вес самолета ($G_{пос}$)	$G_{пос} = 52800 \text{ кг}$
Расчетный посадочный вес самолета ($G_{пос}$)	$G_{пос} = 38400 \text{ кг}$
Вес коммерческой нагрузки	$G_{комер} = 13600 \text{ кг}$
Центровка самолета при $G_{пол}$ (масса убрано)	$\bar{x}_1 = 11.6 - 23^{\circ} \text{ лев}$
Центровка самолета при $G_{пол}$ (масса убрано)	$\bar{x}_1 = 11.3 - 23^{\circ} \text{ лев}$
Центровка самолета при $G_{пос}$ (масса выпущено)	$\bar{x}_1 = 11.5 - 24.4 - 23^{\circ} \text{ лев}$



Фиг. 49. Изменение максимальной эксплуатационной перегрузки в зависимости от веса самолета.

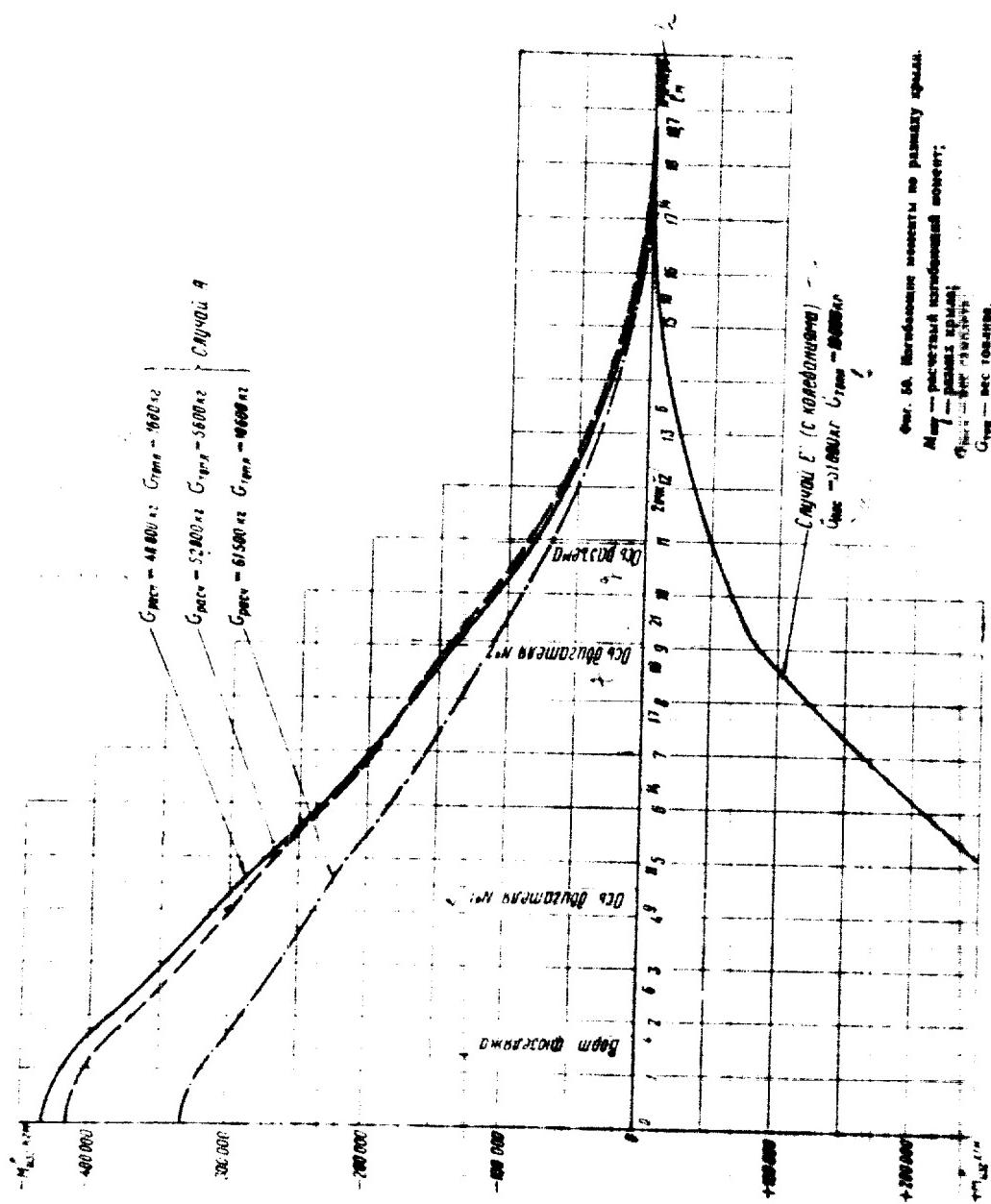
$n_{\max, \text{kry}}$ — максимальная воздушная нагрузка на крыло;

$G_{\text{сам}}$ — вес самолета;

$(nG)_{\max}$ — эксплуатационные «крыльевые» перегрузки.

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL



CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Максимальная расчетная перегрузка

при $G_{расч} = 48800 \text{ кг}$ $\mu_{\text{расч}, \text{кр}} = 3,87$
при $G_{расч} = 62800 \text{ кг}$ $\mu_{\text{расч}, \text{кр}} = 3,70$

При $G_{расч} = 48800 \text{ кг}$ (остаток топлива 1600 кг) этот вариант загрузки самолета является расчетным для общей прочности фюзеляжа и для фюзеляжа на полетные случаи. При $G_{расч} = 62800 \text{ кг}$ (остаток топлива 5600 кг) этот вариант становится расчетным для стыковой части крыла и приныкающей к ней части центроплана. При $G_{расч} = 51000 \text{ кг}$ (остаток топлива 3800 кг) этот вариант является расчетным для шасси и фюзеляжа на посадочные случаи.

ВАРИАНТ С МАКСИМАЛЬНЫМ ВЗЛЕТНЫМ ВЕСОМ

Взлетный вес самолета ($G_{взл} = 18600 \text{ кг}$) $G_{расч} = 61500 \text{ кг}$
Расчетный взлетный вес ($G_{расч} = 18600 \text{ кг}$) $G_{расч} = 61500 \text{ кг}$
Центровка самолета при $G_{расч}$ (шасси выпущено) $\bar{x} = 22,3 + 24,5 \text{ % САХ}$

Центровка самолета при $G_{расч}$ (шасси убрано) $\bar{x} = 20,8 - 23 \text{ % САХ}$

Максимальная расчетная перегрузка при $G_{расч}$ $\mu_{\text{расч}, \text{кр}} = 3,45$

При $G_{расч} = 61500 \text{ кг}$ этот вариант является расчетным на взлетные случаи для всего самолета в целом и его отдельных агрегатов. При $G_{расч} = 61500 \text{ кг}$ этот вариант становится расчетным для местной прочности крыла, т.к. как в этом случае удельная воздушная нагрузка на крыло максимальная.

ВАРИАНТ С НЕПОЛНОЙ КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКОЙ

Взлетный вес самолета $G_{расч} \leq 51000 \text{ кг}$
Расчетный посадочный вес $G_{расч} \leq 51000 \text{ кг}$
Максимально допустимое количество топлива при посадке $G_{топ} = 11000 \text{ кг}$
Вес коммерческой нагрузки $G_{комм, \text{вес}} = 800 \text{ кг}$
Центрировка самолета при $G_{расч}$ (шасси выпущено) $\bar{x}_{\text{расч}} = 21,0 - 21,7 \text{ % САХ}$

Этот вариант при посадочном весе $G_{расч} = 51000 \text{ кг}$ ($G_{топ} = 10000 \text{ кг}$) является расчетным для прочности крыла при посадке.

4. НАГРУЗКИ НА КРЫЛО

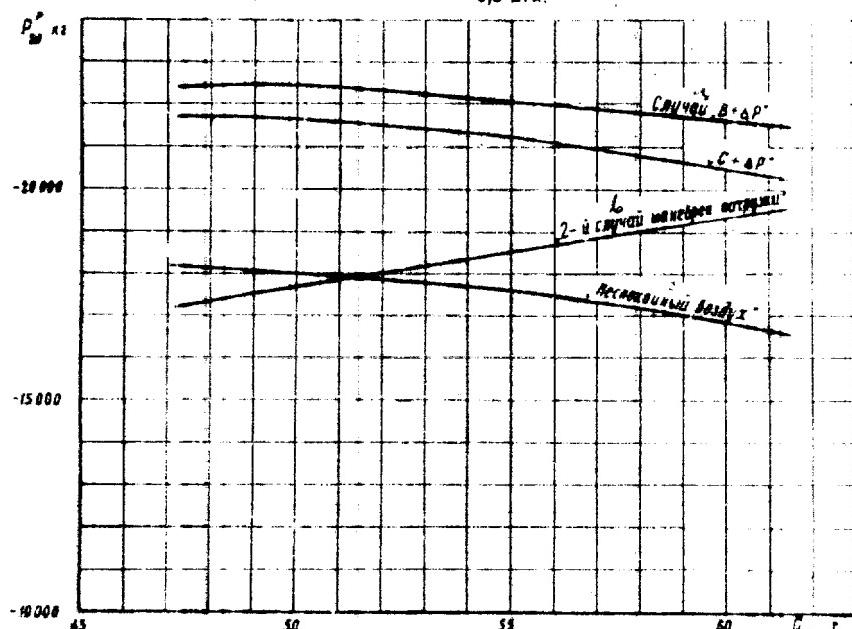
На фиг. 50 приведены кривые зависимости моментов по размаху крыла в случае 1 и в случае 2 с колебаниями крыла.

5. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ФЮЗЕЛЯЖ

Для носовой части фюзеляжа расчетными являются случаи E' при $G_{расч} = 51000 \text{ кг}$ и $G_{расч, \text{кр}} = 14000 \text{ кг}$. Для хвостовой части фюзеляжа расчетными являются два случая:

E' при $G_{расч} = 51000 \text{ кг}$ и $G_{комм, \text{вес}} = 14000 \text{ кг}$ $B + AP + P_0$ при $G_{расч} = 48800 \text{ кг}$ и $G_{комм, \text{вес}} = 14000 \text{ кг}$.

При расчете на прочность фюзеляжа учитывают избыточное давление в пассажирской кабине P^* $= 0,5 \text{ ати}$.



Фиг. 51. Воздушные нагрузки на горизонтальное оперение в зависимости от взлетного веса самолета

P_x^* — расчетные воздушные нагрузки на горизонтальное оперение;
 $G_{сам}$ — вес самолета.

CONFIDENTIAL

6. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

На фиг. 51 приведен график расчетных воздушных нагрузок на горизонтальное оперение для всего диапазона пустотных весов и центровок самолета.

Наибольшие расчетные нагрузки на горизонтальное оперение следующие:



7. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Расчетные воздушные нагрузки на вертикальное оперение равны:

Случай нагружения (Case of loading):

Маневренная нагрузка (Maneuvering load):

Лемникоидная нагрузка (Lemniscoidal load):

Несимметричный воздух (Unsymmetrical air):

Случай остаточных моментов (Case of residual moments):

Комбинированное нагружение (Combined loading):

8. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ПЛОСКОСТЬ

В табл. 25, 26, 27 и 28 приведены расчетные нагрузки на переднюю и главные ноги шасси при полете и посадке при $G_c = 61,500 \text{ кг}$, $G_{\text{вс}} = 5,000 \text{ кг}$.

Расчетные нагрузки на переднюю ногу шасси при посадке

$$G_{\text{вс}} = 51,000 \text{ кг}, \quad z = 18,5\% \text{ САХ}$$

Расчетный случай	Последняя нагрузка	Расчетная нагрузка	Коэффициент перегрузки	Коэффициент поглощения
$E_{\text{ш}}$	$R_{\text{ш}} = 440 \text{ кН}$	$R_{\text{ш}} = 36,600$	4,16	1,63
$E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$	$R_{\text{ш}} = 286 \text{ кН}$	$R_{\text{ш}} = 23,000$	3,77	1,68
$E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$	$R_{\text{ш}} = 315 \text{ кН}$	$R_{\text{ш}} = 33,000$	2,62	1,65
$E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$	$R_{\text{ш}} = 200 \text{ кН}$	$R_{\text{ш}} = 23,100$	2,62	1,65
$E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$	$R_{\text{ш}} = 315 \text{ кН}$	$R_{\text{ш}} = 33,000$	3,73	1,65
$E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$	$R_{\text{ш}} = 277 \text{ кН}$	$R_{\text{ш}} = 33,000$	3,73	1,65
$E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$	$R_{\text{ш}} = 70,1 \text{ кН}$	$R_{\text{ш}} = 33,000$	3,73	1,65

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Расчетные нагрузки на главную ногу шасси при посадке
 $G_{\text{пос}} = 51000 \text{ кг}$; $x_T = 24,8\%$ САХ

таблица 2

Расчетный случай	Этическое нагружение	Расчетная нагрузка на главное шасси в кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент сопротивления
E_w		$H_{0,T}^Y = 440 \text{ м.м}$ $\alpha = 8^\circ 30'$	$F_y = 99000$ $F_z = 50500$	$n^Y = 1,12$ $n_z = 1,1$
E'_w		$H_{0,T}^Y = 440 \text{ м.м}$ $\alpha = 8^\circ 30'$	$F_y = 105000$ $F_z = 50500$	$n^Y = 1,12$ $n_z = 1,1$
G_w		$H_{0,T}^Y = 360 \text{ м.м}$ $\alpha = 42^\circ 30'$	$F_y = 63000$ $F_z = 50500$	$n^Y = 1$ $n_z = 1,55$
$E'_w + G'_w$ $P_x - \text{назад}$		$H_{0,T}^Y = 180 \text{ м.м}$ $\alpha = 42^\circ 30'$	$F_y = 52500$ $F_z = 50500$	$n^Y = 1,1$ $n_z = 1,55$
$E'_w + G'_w$ $P_x - \text{наперед}$		$H_{0,T}^Y = 360 \text{ м.м}$ $\alpha = 8^\circ 30'$ $r_p = 347 \text{ м.м}$	$F_y = 71000$ $F_z = 45500$ $F_z = 21500$	$n^Y = 1,1$ $n_z = 1,7$ $n_z = 1,55$
R_{1m}		$H_{0,T}^Y = 360 \text{ м.м}$ $\alpha = 112^\circ$ $\alpha = 8^\circ 30'$ $r_p = 347 \text{ м.м}$	$F_y = 79000$ $F_z = 38000$ $F_z = 21500$	$n^Y = 1,1$ $n_z = 1,1$ $n_z = 1,55$

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Приложение

Расчетный вес	Сила приложенной нагрузки	Расчетная нагрузка на главные шины в кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$R_{\text{расч}} = 360 \text{ кг}$	$H_T = 360 \text{ кг}$ $h_{\text{шк}} = 77 \text{ см}$ $r_F = 373 \text{ см}$	$F_p^0 = 50400$ $F_p = 50400$ $T_p = 16000$	$n_p = 0,9$ $n_p^0 = 0,814$	Рассчитанная также с учетом без гравитации $f = 1,65$
$R_{\text{расч}} = 360 \text{ кг}$	$H_T = 360 \text{ кг}$ $h_{\text{шк}} = 101 \text{ см}$ $r_F = 373 \text{ см}$	$F_p^0 = 74200$ $F_p = 74200$ $T_p = 17000$	$n_p = 3,96$ $n_p^0 = 0,986$	1,65
$R_{\text{расч}} = 360 \text{ кг}$	$H_T = 360 \text{ кг}$ $h_{\text{шк}} = 63 \text{ см}$ $r_F = 373 \text{ см}$	$F_p^0 = 39600$ $F_p = 39600$ $T_p = 14500 \text{ кгсм}$		Без учета момента инерции колес $f = 1,65$

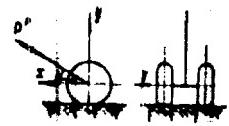
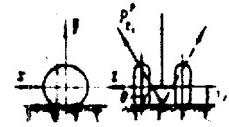
Расчетные перегрузки на переднюю ось шасси при полете
 $m_{\text{расч}} = 360 \text{ кг}$, $H_T = 224 \text{ см}$

Приложение

Расчетный вес	Сила приложенной нагрузки	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$R_{\text{расч}} = 360 \text{ кг}$	$H_T = 360 \text{ кг}$ $h_{\text{шк}} = 277 \text{ см}$ $r_F = 5 \text{ см}$	$F_p^0 = 13000$ $F_p = 13000$ $T_p = 0$	0,9
$R_{\text{расч}} = 360 \text{ кг}$	$H_T = 360 \text{ кг}$ $h_{\text{шк}} = 277 \text{ см}$ $r_F = 15 \text{ см}$	$F_p^0 = 13000$ $F_p = 13000$ $T_p = 0$	1,5

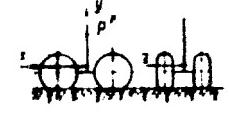
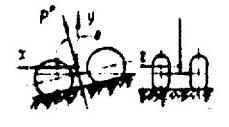
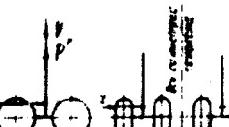
CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Расчетный случай	Виды нагрузления	Расчетная нагрузка на груза кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$E_{\text{одн}} + G_{\text{одн}}$		$H_{\text{одн}}^Y = 380 \text{ кН}$ $A_{\text{одн}}^Y = 277 \text{ см}^2$ $\alpha = 159^\circ$ $h_{\text{одн}} = 55 \text{ мм}$ $P_F = 9600 \text{ кг}$	1.66	1.5
$R_{\text{одн}, \text{одн}}$		$H_{\text{одн}}^Y = 380 \text{ кН}$ $A_{\text{одн}}^Y = 277 \text{ см}^2$ $r_F = 275 \text{ см}$ $\theta = 70.44^\circ$ $h_{\text{одн}} = 75 \text{ мм}$ $P_F = 13700 \text{ кг}$	3.8	1.5

Расчетные нагрузки на главную ногу шасси при взлете
 $G_{\text{одн}} = 61500 \text{ кг}$; $\bar{x}_F = 24.5\%$ САХ

Габарит 138

Расчетный случай	Виды нагрузления	Расчетная нагрузка на одну сторону кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$E_{\text{одн}}$		$H_{\text{одн}}^Y = 380 \text{ кН}$ $A_{\text{одн}}^Y = 135 \text{ см}^2$ $P_F = 87700 \text{ кг}$	1.0	1.5
$E_{\text{одн}}$		$H_{\text{одн}}^Y = 380 \text{ кН}$ $\theta = 8.30^\circ$ $A_{\text{одн}}^Y = 110 \text{ см}^2$ $P_F = 92200 \text{ кг}$	3	1.5
$R_{\text{одн}}$		$H_{\text{одн}}^Y = 380 \text{ кН}$ $A_{\text{одн}}^Y = 60 \text{ см}^2$ $r_F = 380 \text{ см}$ $P_F = 30400 \text{ кг}$ $P_F^2 = 23100 \text{ кг}$ $P_F^2 = 0.5$ $P_F^2 = 0.375$	1.5	1.5

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Расчетный случай	Эскиз нагружения	Расчетная нагрузка на одну сторону кг	Расчетная перегрузка	Фактическая безопасность
$O_{\text{сп}}$	<p>$P_x = 350 \text{ кн}$ $\alpha = 42.30^\circ$ $z = 110 \text{ м}$</p>	$P_x = 69200$ $P_y = 46600$ $P_z = 51000$	$n_p = 2.25$	1.2

9. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ПРОВОДКУ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Проводка управления самолетом рассчитана на прочность от усилий, создаваемых на штурвале и педалях одним или одновременно двумя летчиками.

- Проводка управления при различных высотах:
- 1) Нагрузка на штурвал от одного летчика $P_{\text{ш}} = 210 \text{ кг}$
 - 2) Нагрузка на штурвал от двух летчиков $P_{\text{ш}} = 180 \times 2 \text{ кг}$
 - 3) Проводка управления из звездочки
 - 4) Нагрузка на штурвал и одного летчика $P_{\text{ш}} = 160 \text{ кг}$
 - 5) Нагрузка на штурвал от двух летчиков $P_{\text{ш}} = \pm 120 \times 2 \text{ кг}$
 - 6) Проводка управления при резком повороте
 - 7) Нагрузка на педали от одного летчика $P_{\text{п}} = 250 \text{ кг}$
 - 8) Нагрузка на педали от двух летчиков $P_{\text{п}} = 187.5 \times 2 \text{ кг}$

10. РАСЧЕТНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ ДЛЯ ИНЕРЦИОННЫХ СИЛ

На графике фиг. 40 приведена кривая величины максимальной «крыльевоей» перегрузки — $n^2_{\text{макс}}$. Эта величина показывает, во сколько раз воздушная

нагрузка, действующая на крыло, больше веса самолета

$$\frac{P_{\text{воздух}}}{G_{\text{сам}}} = \frac{P_{\text{крыло}}}{G_{\text{сам}}}$$

Помимо воздушной нагрузки, действующей на крыло, к самолету могут быть приложены и другие внешние нагрузки — восходящая нагрузка на горизонтальное и вертикальное оперение, нагрузка на винсы при взлете и посадке.

Действие всех этих внешних нагрузок уравновешивается инерционными силами поступательного и вращательного движения, приложимыми к винтам и редукторам самолета.

Инерционные силы определяются из следующего выражения:

$$P_i = G_i n_i$$

где P_i — расчетная инерционная сила, приложенная к агрегату самолета весом G_i в кг;
 n_i — расчетная суммарная перегрузка

$$n_i = n_{\text{воздух}} + \Delta n_{\text{воздух}}$$

Полученные величины приведены в табл. 29 и 30.

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Таблица 29

Инерционные аварии, действующие на самолет в полетных случаях

Расчетные нагрузки	Коэффициенты перегрузки от воздействия гравитации на крылья	$\rho_{\text{возд}}$	$P_{\text{возд}}$	$P_{\text{возд}}$	Расчетные статические перегрузки массовых сил в самолетных осях		Несущий момент АРК по аэродинамике
					$n_1^x P_{\text{возд}}$	$n_2^x P_{\text{возд}}$	
A	1,0	—	1,000	—	-0,665	-3,85	0
A'	1,5	—	-7,334	0,122	-7,72	0	0
B	2	2,58	—	-11,528	0,254	-2,33	0
C	2	0	—	-13,200	0	0	0
D'	1,5	-1,815	—	-10,943	-0,166	-2,04	0
$A' - \Delta P$	1,5	3,87	—	3,896	0,128-0,089 x	-3,94-0,089 x	—
$B + \Delta P$	2	2,58	—	7,334	0,122	-3,72	0
$C + \Delta P$	1,5	0,30	—	-22,468	0,234-0,090 x	-2,55+0,090 x	-20,000
Несимметричный волух	1,5	1,5	—	-21,727	0,068 y	-2,11-0,090 x	269,000
2-й случай инверсии нагрузки	2	—	—	-18,456	-0,101 y	-0,243-0,098 x	226,000
Носовая часть фюзеляжа	H_F	2	—	±17,504	±0,144 y	±1,688+0,701 x	-234,000
Максимальная нагрузка	2	—	—	—	—	-1,13-0,101 x	234,000
Демонтируемая нагрузка	2	—	—	—	—	0	±334,000
Остальная авария	2	—	—	—	—	—	—
Коэффициенты динамичности	2	$M_{\text{возд}} = 50,800$	$\pm 16,144$	—	±0,066 z	—	±22,000
Нестабильный полет	2	—	—	—	Нестабильный	—	—
ПРИМЕЧАНИЯ. 1. Несимметричный волух и перегрузка в носовой части фюзеляжа определяются из условия равенства нулю коэффициента динамичности.	—	—	—	—	—	—	—
2. Для сечений 2-го класса, кроме первых трех, коэффициент динамичности определяется из условия равенства нулю коэффициента динамичности для сечения 2-го класса.	—	—	—	—	—	—	—
3. При определении момента АРК по аэродинамике в расчетах не учитывается действие силы тяжести.	—	—	—	—	—	—	—

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Таблица 20

Инерционные перегрузки, действующие на самолет в посадочных случаях
 $G_{\text{аск}}=51000 \text{ кг}$; $G_{\text{торм}}=3800 \text{ кг}$

Расчетные случаи	Коэффициент безопасности f	Расчетные суммарные перегрузки массовых сил в самолетных осях		
		$\bar{n}_x^{\text{р}} = n_x^{\text{поступ}} \pm \Delta n_x^{\text{поступ}}$	$\bar{n}_y^{\text{р}} = n_y^{\text{поступ}} \pm \Delta n_y^{\text{поступ}}$	$\bar{n}_z^{\text{р}} = n_z^{\text{поступ}} \pm \Delta n_z^{\text{поступ}}$
E_w	1,8	+0,057y	-5,28-0,057x	0
E_w	1,8	-0,86-0,026y	-5,77+0,026x	0
G_m	1,8	+1,99-0,133y	-3,17+0,133x	0
$E_w + G_m$ (F' —издад.)	1,8	+2,16-0,156y	-3,51+0,156x	0
$E_w + G_m$ (F' —наверх)	1,8	-1,86+0,062y	-4,38-0,062x	0
R_{1w} (удар спереди)	1,8	-0,70+0,0085x-0,019y	-4,67+0,10x+0,019x	-1,36-0,16y-0,016x
Случай нагружения главных ног шасси $x_T=24,8\%$ САН		-0,70+0,016x-0,019y	-0,70+0,16x-0,019y	-1,36+0,16y-0,016x
R_{1w} (удар сбоку)	1,8	-0,70-0,0085x-0,019y	-4,67-0,16x-0,019x	-1,36+0,16y+0,016x
R_{2w} (с горизонтизацией)	1,8	+0,34+0,029x-0,037y	-2,43+0,068x+0,037x	$\pm 1,08 \pm 0,068y \pm 0,028x$
R_{2w} (без горизонтизации)	1,8	+0,34+0,035x-0,037y	-2,43+0,068x+0,037x	$\pm 1,08 \pm 0,068y \pm 0,035x$
R_{2w} (без горизонтизации)	1,8	$\pm 0,0007x-0,015y$	-2,43+0,068x+0,018x	$\pm 1,08 \pm 0,068y \pm 0,018x$
T_w	1,8	+0,74+0,037y	-5,18-0,037x	0
E_w (посадка на землю одной ногой)	1,8	-0,029y	-3,46+0,39x+0,029x	-0,39y
Случай нагружения передних ног шасси $x_T=16,5\%$ САН		-0,029y	-0,029y	-0,39y
E_w	1,82	0,181y	-2,07-0,184x	0
$E_w + G_m$	1,8	0,500+0,10y	-1,85-0,10x	0
$E_w + G_m$	1,8	-0,35+0,11y	-1,70-0,11x	0
R	1,8	+0,040+0,17y	-2,02+0,026x-0,17x	$\pm 0,43 \pm 0,069y \pm 0,040x$
Аварийная посадка на землю с субранимой шиной		+6	-2	0

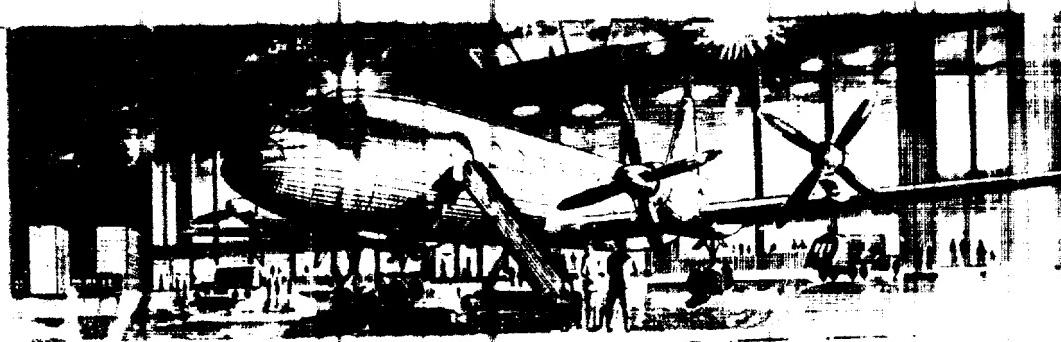
Примечание. 1. Начало координат лежит в центре тяжести самолета. При этом положительные значения осей следующие:

- 1) ось x —наверх;
- 2) ось y —влево;
- 3) ось z —по правому крылу, вертикально вправо плоскости ХОУ.

2. При определении заноса в составляющие перегрузки за счет вращения и выражение $\Delta n_x^{\text{поступ}}$ заменяется коэффициентом k , y , z не изменяются. Следует помнить, что:

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL



ГЛАВА V

НИВЕЛИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

Нивелировочно-регулировочная схема приведена на фиг. 52.

При нивелировании надо соблюдать следующее:

1. Перед нивелированием самолет нельзя загружать (т. е. он должен иметь вес пустого самолета).

2. При нивелировании самолет установить на трех опорах (точка А на шлангоуте № 4, точки Б правая и Б левая около нервюры № 7 центроплана по заднему лонжерону).

3. При замерах величин необходимо руководствоваться таблицей нивелировочных замеров с учетом веса конструкции.

4. Перед стыковкой с фюзеляжем центроплан устанавливать горизонтально по точкам 1 правая (1п) и 1 левая (1л), выдерживая допуски по углу заклинивания. Для стыковки фюзеляж устанавливать в линию полета в вертикальной плоскости по боковым реперным точкам 24 правая и 24 левая. Точки 24 правая и 24 левая должны лежать на горизонтали или отклоняться от нее не более чем на 2 мм. Любая из точек 41 правая и 41 левая, 29 правая и 29 левая должны лежать в горизонтальной плоскости, проходящей через точку 24 правая или 24 левая или отклоняться от нее не более чем на 4 мм.

Устанавливать фюзеляж по высоте по превышению точек 21 правая и 24 левая над плоскостью, проведенной через точки 1 правая и 1 левая. Разность превышений допускается в пределах 2 мм.

Положение точки 36 проверять по превышению точек 29 правая и 29 левая над точкой 36, равному 440±5 мм.

Отклонение точки 36 (в плане) от оси, произведенной через точки 25 и 28, допускается ±3 мм.

5. Ось самолета в плане строить по нивелировочным точкам 25 и 28. Точки 26 и 27 не должны отклоняться от оси более чем на ±3 мм.

6. Перед окончательным нивелированием самолет устанавливать по точкам 1 правая и 1 левая (1п и 1л).

Точки 1 правая и 1 левая должны лежать на горизонтали или отклоняться от нее в пределах не более 2 мм. Боковые реперные точки на фюзеляже независимо от стороны и их количества - 24 правая и левая, 41 правая, 41 левая, 29 правая, 29 левая -

должны лежать в горизонтальной плоскости и не отклоняться от нее в пределах не более 4 мм.

7. При окончательном нивелировании самолет замеры поперечного У и угла азимута крыла по точкам 37 и 38, а также замера наклона крыла по точкам 36 и 28 не производить.

8. Нивелировочные точки на крыле, фюзеляже, оперении и тоннелях сверлить диаметром 3-4 мм на глубину 1,5 мм только в никелин обшивке и обводить краской кружком диаметром 10 мм.

Реперные точки на фюзеляже красить в крайний цвет. Нивелировочные отверстия и реперные втулки устанавливать в стапелях агрегатов по кондукторным втулкам в рубильниках.

9. Разрешается установку килья проверяя по разности расстояний от одинаковых точек центральной и левой сторон. Задний подвески руля направления до верхних точек 17 правая и 17 левая стабилизатора. Разность замеров должна быть от 0 до ±2 мм.

10. Проверять отклонение зеркала руля и триммеров только посредством органов управления из кабины экипажа.

11. Размеры с учетом влияния веса конструкции являются расчетными.

12. Между правым и левым закрылками в опущенном положении допускаются «зажимы» не более 30° (в пределах допусков).

13. Нивелировочные точки для установки в центре плана проверять до установки крыла в самолете.

14. Все размеры даны в проекции, кроме замеров между точками 15-16 и 17-18, которые даны в плоскости хорд.

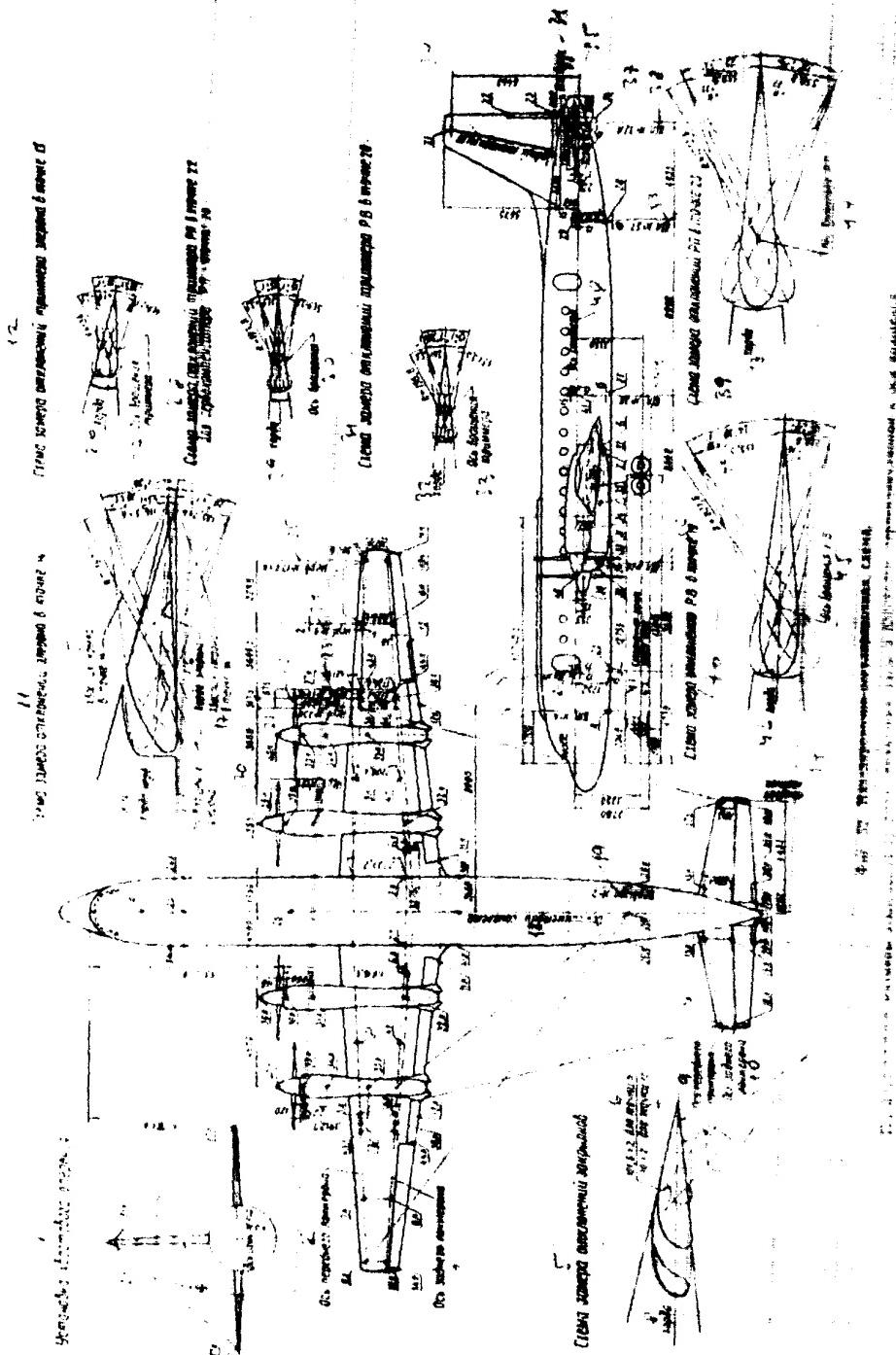
15. Нивелировочные точки 13 и 14 не зачищать, а только обвести краской кружком диаметром 10 мм.

16. Разрешается установку крыла в плане проверять по разности расстояния от точек 7 правая и 7 левая до точки 28. Разность замеров допускается от 0 до 15 мм.

17. Между правым и левым триммерами рулевых щитков допускаются «зажимы» не менее 30°, но не более 2 мм при допускаемом отклонении триммера от нейтрального положения (одинаково, кроме киль) ±1 мм.

25X1

CONFIDENTIAL



CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL

Таблица замеров

Цель замера	Наименование размера	Размер в мм по чертежу без учета веса конструкции	Размер в мм по чертежу с учетом веса конструкции	Примечание	
Установка крыла	Угол атаки крыла	Превышение точки 1 над точкой 2 Превышение точки 3 над точкой 4 Превышение точки 5 над точкой 6 Превышение точки 7 над точкой 8 Превышение точки 9 над точкой 10 Превышение точки 37 над точкой 38 Превышение точки 43 над точкой 44	123,1±8 93,8±6,5 70,1±5,5 52,1±1 22,0±3 66,5±5 64,1±5	123,8±8,1 81,4±7 58,4±5 43,4±4 16,3±3,4 56,4±5,5 54,4±5,5	Допуск на угол атаки крыла ±40°
	Поперечное V крыла	Превышение точки 3 над точкой 1 Превышение точки 43 над точкой 7 Превышение точки 7 над точкой 1 Превышение точки 37 над точкой 7	338,8±6 642±11 583,2±10 613,1±11	320,1±6 599±11 545±10 572±11	Допуск на угол атаки крыла ±1°
	Установка центро- плана по высоте	Превышение точки 7 над точкой 1 Превышение точки 9 над точкой 1 Превышение точки 7 правой (10) над точкой 7 левой (9)	883,3±15 1085,5±19 0±1,5 0±1,5	818±15 997±19 0±2 0±15	Бес напорного воздуха стабилизаторы будут иметь 618 ± ±11 и 578 ± 1
	Установка центро- плана в плане	Превышение точки 24 над точкой 7	1273,9±3	1272±3	
	Установка ОВК в плане	Расстояние от точки 5 правой и 5 левой до точки 28	17551,2±7	17551±7	
	Установка фонарь- ко в высоте	Расстояние от точки 9 правой и левой до точ- ки 28	22790,3±10	22790±10	
Установка стабилизатора	спереди	Превышение точки 26 над точкой 25 Превышение точки 27 над точкой 26 Превышение точки 29 над точкой 27	0±2 0±2 311,4±5	— — —	
	Установка стабилизатора по вы- соте	Превышение точки 29 правой над точкой 29 левой	0±4	0±4	
	Установка за- клинивания стабилизатора	Превышение точки 15 над точкой 7 Превышение точки 18 правой над точкой 18 левой	1317,2±3 0±5 311,4±5	1310±5,0±3 0±5 —	
	Поперечное V стабилизатора	Превышение точки 16 над точкой 7 Превышение точки 18 над точкой 17	39,2±4 22,4±2	38,0±4 2,4±2	Допуск на угол атаки крыла ±1°
Установка стабилизатора в плане	Превышение точки 17 над точкой 16	66,8±5	66,5	Допуск на угол атаки крыла ±1°	
	Разность расстояния между точками (от 5 пра- вой до 12 правой и от 5 левой до 17 левой)	От 0 до 16	От 0 до 16		

CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL

Установка K-108	Расстояние между точками (от 17 правой первой до 27 правой от 17 левой верхней до 27 левой)	От 0 до 10	
		От 0 до 10	От 0 до 10
17-18-19-20-21	Прецизионные точки 30 на 17 точек 7 Прецизионные точки 30 на 17 точек 13 Прецизионные точки 30 на 17 точек 17 Прецизионные точки 30 на 17 точек 31	121.1±5 537±3.5 258.7±2 416±3	532.4±5 274.5±1 431±5
19-20-21-22-23	Прецизионные точки 30 на 17 точек 7 Прецизионные точки 30 на 17 точек 13 Прецизионные точки 30 на 17 точек 17 Прецизионные точки 30 на 17 точек 31	162±4 96±1 171.8±2 356±2	86.5±1 160.5±1 516.5±1
6-7-8-9-10	Расстояния между точками от оси симметрии до точек 33-34-35	От 0 до 10	От 0 до 10
11-12-13-14-15	Прецизионные точки 27 на 17 точек 40	63	—
16-17-18-19-20	Прецизионные точки 27 на 17 точек 39	343	—
21-22-23-24-25	Прецизионные точки 26 на 17 точек 28	103.1±3	1011±50
26-27-28-29-30	Прецизионные точки 36 на 17 точек, проходящих через точки 9 23 и 18	0±1	0±1

CONFIDENTIAL

ПРИЛОЖЕНИЕ

**ПАСПОРТИЗОВАННЫЕ ГОТОВЫЕ ИЗДЕЛИЯ, УСТАНАВЛИВАЕМЫЕ
НА САМОЛЕН**

Наименование	Шифр изделия	Количе-ство на самолет	Наименование	Шифр изделия	Количе-ство на самолет
Силовая установка					
Двигатель с стартер-генераторами постоянного тока СТГ-127МО	АИ-20А	1	Распределительно-демпфер-ющий механизм	РДМ	
Воздушный винт	АВ-681	1	Редуктор	ГА-21	
Воздушно-масляный радиатор	№ 875	4	Реле давления	ГА-18-20	
Генератор переменного тока	СГО-8У	1	Тормозной клапан	УТ-98	
Кран заправки	№ 70040	1	Тормозной ускоритель	УТ-54	
То же	№ 70050	2	Тормозной дифференциал	УТ-45	
Коробка управления	№ 1100	1	Челюстной клапан	УТ-98	
Перекрывающий кран	№ 76270	5	Электрический двухпозиционный кран	ГА-18	
Подавляющий насос с электродвигателем	ППВ-2	10	Электрические трехпозиционные краны	ГА-18-2	
Регулятор	Р-68Д	1	То же	ГА-18-16	
Терморегулятор	№ 1074	4	Электрокран автоматического торможения	ЭК-2-1	
Топливный фильтр	12ТФ15	1			
Флюгерный насос с электродвигателем	НП2ТА	1	Шасси		
Фильтр	ГФ-6	1	Авиашина погодного колеса	931±403	
Гидравлическая система					
Автомат разгрузки	ГА-121М	2	Авиашина нетормозного колеса	750±140	
Аварийный тормозной клапан	УГ-25-2	1	Нетормозное колесо 200×150	К275	
Выключатель гидравлический	УГ-34-1	2	Тормозное колесо 930×30	КТ81	
То же	УГ-34-3	1			
Гаситель гидроудара	ГА-162	3	Противопожарное оборудование		
Дроссельный кран	ГА-171	2	Бак пожарных кранов	751±90	
Дозатор	УГ-96	1	Датчик сигнализаторов пожара ССИ-2А	ДСИ-2А	
Инерционный датчик торможения	УА-27	4	Огнетушитель с затвором СБС-8	ОБС-8	
Кран сливной	636700А	10	Огнетушитель ручной	ОУ	
Насос	НП-25-8	2	Сигнализатор пожара ССИ-1А	ДСИ-1А	
Привод стеклоочистителя	ГА-21140-4	2			
Разъемный клапан	670000-1	8	Герметическая кабина		
Предохранительный клапан	634300	1	Сланкатное стекло К-21	ТСБ-130	

1 Ввиду постепенно происходящих изменений в типах, обозначениях и количестве готовых изделий приводимый здесь перечень может служить только для общего ознакомления с применяемым оборудованием на самолете Ил-18.

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Приложение

Наименование	Шифр изделия	Количе- ство на самолет	Наименование	Шифр изделия	Количе- ство на самолет		
Приборы, контролирующие работу двигателей							
Авиационный электромагнитный прибор тока, напрямомер с 22 лампочками и четырьмя показывающими приборами	СОТС-280	1 компл.	Электроизмеритель манометра ВМ-220	ЭИ-220	2		
Датчик маслометра	М-ЭС-1897А	1	Электроизмеритель манометра ЭМ-40	ЭИ-40	4		
Датчик указателя положения ручага топливонасоса	УИРП-1-2Л	1	Электроизмеритель манометра ВМ-150	ЭИ-150	4		
Датчик тахометра	ДТЭ-1	1	Кислородное оборудование				
Датчик давления масла в кабине	Д-100	1	Кислородный прибор	КП-32	2		
Измеритель тахометра	ИИЭ-2	2	Кислородный баллон 30 л на 30 кг/см ²	КВ-1	2		
Показывающий прибор указателя положения ручага топливонасоса	УИРП-2	2	Кислородный прибор	КП-21	10		
Приемник давления масла из кабинки ЭМИИ-ЗР	П-10	1	Кислородный баллон 7,6 л на 30 кг/см ²	КВ-3	90		
Приемник манометра гидравлического комплекта ЭМИИ-ЗР	П-100	4	Манометр кислорота	МК-15А	2		
Расходомер суммарного и частного расходов топлива	РТМО-1,2-61	4 компл.	Манометр	МТ-60	1		
Сигналайзер давления топлива СДУ-2А-0,18	СДУ-2А-0,18	4	Высотное оборудование				
Сигналайзер давления топлива СДУ-2-0,18	СДУ-2-0,18	2	Воздухо-воздушный радиатор № 500	№ 500	12		
Сигналайзер давления топлива СДУ-3-0,15	СДУ-3-0,15	4	Высотный сигнализатор № 46	№ 46	1		
Сигналайзер давления СДУ-5-2,5	СДУ-5-2,5	4	Глушитель шума № 507	№ 507	1		
Сигналайзер давления СДУ-9А-20	СДУ-9А-20	4	Задатчик температуры из кабинки РТА-16-0	ЗТ-17	1		
Сигналайзер давления СДУ-9-17,5	СДУ-9-17,5	4	Магнитный усилитель из кабинки РТА-16-Б	УМ-45	1		
Сигналайзер давления СДУ-6-3,0	СДУ-6-3,0	4	Ограничитель абсолютного давления № 503	№ 503	1		
Термометр находящийся в кабине	ТБ-26	4	То же № 504	№ 504	1		
Указатель маслометра	М-ЭС-1897А	2	Преобразовательный клапан № 439	№ 439	1		
Указатель положения створок фонарных раздвижек	М-ФЭ-1	1	Приемник термометра из кабинки РТА-16-6	Н-2	1		
Электрический приемительный прибор комплекта 29 ТМУ-100	ЭП-100	2	Приемник термометра № 4-1	№ 4-1	14		
Электрический трехструйный указатель из кабинки комплекта ЭМИИ-ЗР	УИ-3	4	Регулятор давления воздуха в кабине № 460	№ 460	1		
Приборы, контролирующие работу отдельных систем самолета							
Датчик показывающего прибора	ЭДП-1	3	Турбогодильник № 116	№ 116	1		
Датчик давления манометра АМ-10-1-Д-20	АМ-10-1-Д-20	2	Увлажнитель кабинки экипажа № 208	№ 208	1		
Датчик давления манометра АМ-80-1-Д-80	АМ-80-1-Д-80	4	Указатель расходомера УРВК	УРВК	1		
Датчик давления манометра АМ-10-1-Д-50	АМ-10-1-Д-50	1	Указатель высоты и перелета из кабиной УВВД	УВВД	1		
Датчик термометра ТВ-11	ТВ-11	3	Форсуночный увлажнитель воздуха № 201	№ 201	1		
Приемник восстановленного термофлага ТВ-19	П-19	2	Электромеханизм МПК-1	МПК-1	1		
Приемник термометра термофлага воздуха ТВВ-15	ТВВ-15	1	Аэронавигационное оборудование				
Приемник термометра термофлага воздуха ТВ-9-18	ТВ-9-18	3	Авиагоризонт АГБ-2	АГБ-2	1		
Приемник воздушного термофлага ТВ-11	ТВ-11	1	Авиагоризонт АГБ-4	АГБ-4	1		
Показывающий прибор расходомера	ХЭИ-47	1	Акселерометр АМ-10	АМ-10	1		
Показывающий прибор расходомера	ХЭИ-48	2	Баростатограф К2-75	К2-75	1		
Приемник термометра ТВ-19	П-19	6	Выключатель коррекции ВК-5МВ	ВК-5МВ	1		
Приемник термометра термофлага воздуха ТВВ-15	П-15	1	Варнометр мембранный ВР-10	ВР-10	1		
Приемник термометра ТВ-48	П-48	3	То же ВАР-30-3	ВАР-30-3	2		
Компас . В него входит:							
датчик курсовых углов ДКУ							
вычислитель							
путевой корректор БК-63							
усилитель							
Двухстрелочный высотомер ВД-10							

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

Продолжение			Номер	Наименование	Шифр надсечки	Количе- ство на самолет
Наименование	Шифр надсечки	Количе- ство на самолет		Наименование	Шифр надсечки	Количе- ство на самолет
Курсовая система, в нее входит: блок реле	КС-6	Комплект		Электронагор	ЭНН-04	1
гироагрегат	ГА-1	2		Электромеханизм	МИР-21	1
датчик инерционный	ИД-2	1		Электропартику и Электротрибрыбы общего назначения		
механизм коррекции	КМ-4	1		Автоматическая панель запуска	АПЗ-1	1
пульт управления	ПУ-1	1		Амперметр	А-3	1
усилитель	У-11	1			А-2	1
указатель штурмана	УШ-1	1			АФ-80	1
указатель	УК-1	2		Аккумулятор	127-75-25	1
	УТА-1У	1		Автотрансформатор	АТ-81	1
Компас магнитный	КН-13	1		Автотрансформатор	АТ-8-5	1
Навигационный индикатор, в него входит:				Вольтметр	В-1	1
автомат курса	АК-1	1			ВИД-1	1
датчик воздушной скорости	ДВС	1			ВФ-10	1
датчик петра	ДВ-1	1		Дифференциальное минимальное реле	ДМН-10-1	1
приемник	П-1	2		Коробка переключения	КПР	1
распределительная коробка	РК-2	1		Коробка программируемого мех. определ.	ППМ-1	1
счетчик	СМ	1		То же	ППМ-2	1
Приемник полного давления	ПП-156	2		Коробка	КП-12	1
Указатель скорости	УСС-120	3		Кондактор	ТКС-12	1
Указатель числа М	ЧС-1-0,45	1		Кнопка управления	КУ-5	1
Указатель поворота	УПП-53	2		Панель пуска стартеров генераторов	ПСП-1	1
Часы	ЧНХО	2		Преобразователь	ПО-1	1
Часы	ЧВРМ	1			(2-я фаза)	
Электрический автостарт, в него входит:	МН-6Б	Комплект			ПП-16-01	1
блок управления	БУ-2А	1		Регулятор напряжения	РН-100	1
блок демпфирующие тиристоров	БДТ-104	1		То же	РН-125	1
тиристор, коммас	БДТ-52А1	1		Реле	Р-11	1
корректор высоты	Б.В.11	1		Трансформатор	Т-10-1	1
пульт управления	ПП-52	1		Цифровой измерительный	ЦИИ-10	1
пульт управления	ПП-2	1		Задерживающее реле	Р-140	2
рулевая машина	РМ	1				
сцеплительная коробка	СК-21	1		Светотехническая и сигнальная аппаратура		
указатель тиронодукомфа	УТД-1	2		Лампа фара РСБ-200	Л-21-1	1
указатель горизонта	УГ-1	1		Фара	Л-21-2	1
усилитель	У-1	1		Задерживающая фара с магнитом	Л-21-3	1
центральная тиронодукомфа	ЦТД-4	2		Фара	Л-21-4	1
Самописец	СН-110	1				
Электромеханизмы и автоматы						
Автомат обогрева стекол	САО-87М	2				
Автомат времени пуска	АВП-1	1				
Вентилятор с электроприводом	ЛВ-3	2				
Ограничитель биметаллический	ЛБ-75Д	2				
Терmostat	ЛРТБК-40М	2				
Электромеханизм дистанционного управления	МЭМ-2	17				
Электромеханизм	МН-100М1	6				
	МН-5-9А	1				
	МР-1	2				

CONFIDENTIAL

ПРОДОЛЖЕНИЕ					
Наименование	Шифр назначе- ния	Коли- чество на самолет	Наименование	Шифр назначе- ния	Коли- чество на самолет
Радиостанция команда	РСНУ-411	2 комплекта*	Маркерный приемник	МРП-301	1
Средневолновой блок РСБ-5	СВБ-5	1	Радиовысотомер, в него входит: показывающий прибор высоты иера	РВ-2	1
Средневолновый блок 1-РСБ-70	СВБ-70	1	радиоинформер	РУЧИАМ	1
Самолетное переговорное устройство	СПНУ-6	Комплект	сигналайзер высоты	С-28	1
Умформер 1-РСБ-70	У-600	1	Радиолокационное оборудование		
Радионавигационное оборудование					
Автоматический радиокомпас с азимутом укв-диапазона РСУП-2	АРК-5	2 комплекта	Гидроскопический приемник с умформером У-18-1	ГРП-2	1
Агрегат дистанционного управления АРК-5	ЭДУ	2	Датчик высоты	ДВН-5	1
Приложение					
* Второй комплект радиостанции РСНУ-411 устанавливается только на части самолетов. В дальнейших программах замена станции РСНУ-411 станцией РСНУ-6					
Примечание. Помимо оборудования, описанного в настоящем перечне, на самолете установлено серийная аппаратура маэсового применения, включая индивидуальных паспортов.					

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Глава I Основные сведения о самолете	1
1 Общая часть	3
2 Конструкция самолета	6
3 Компоновка самолета и ю морса	9
4 Геометрические данные	12
5 Краткие основные данные турбовинтового самолета АИ-20А	14
6 Краткие основные данные аэро	14
7 Эксплуатационные сведения	15
 Глава II Аэродинамические и летные данные самолета. Устойчивость и управляемость самолета	17
1 Аэродинамическая компоновка	17
2 Аэродинамические характеристики	21
3 Летные данные	23
4 Устойчивость и управляемость	29
 Глава III Весовые данные, центровка и загрузка самолета	32
1 Весовые данные	32
2 Центровка самолета	33
3 Загрузка самолета	35
 Глава IV Прочностные данные самолета	37
1 Исходные величины, принятые при расчетах самолета на прочность	37
2 Полетные перегрузки	38
3 Расчетные веса	38
4 Нагрузки на крыло	39
5 Расчетные нагрузки на фюзеляж	40
6 Расчетные нагрузки на гермокабину	40
7 Расчетные нагрузки на хвостовую часть	40
8 Расчетные нагрузки на шасси	40
9 Расчетные нагрузки на фюзеляж, узлы крепления и крепления самолетом	40
10 Расчетные перегрузки самолета	40
 Глава V Инвентаризация самолета	41
Приложение. Паспортизованное горючее и топливо, находящееся на самолете	41

Издавательский редактор И. А. Попова

Т-07761

Подписано в печать 8-VII-1940 г.

Формат бумаги 60: 12 × 5,03 дм. л. — 11,05 лист. л., в 1 ч. 5 квад.

Бесплатно

Тех. ред. И. Попов

Уст. ред. И. Попов

Типография Оборонизда

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

ПРИЛОЖЕНИЕ:

Справка

№	Наименование	Справка
1	Центровое сиденье	35
2	Дверь салона	41
3	Дверь кабинета	41
4	Лента IV Приводные лампы самолета	55
5	Люльки пилота. Планки при ремонте мотора на грунте	55
6	Люльки перегородки	55
7	Лягушатник	55
8	Лягушатник на крыльях	55
9	Лягушатник на фюзеляже	55
10	Лягушатник для подъема и опускания расцепщиков	55
11	Лягушатник для подъема и опускания расцепщиков на крыльях	55
12	Лягушатник на шасси	55
13	Лягушатник на прорези утрамбовки	55
14	Лягушатник на крыльях	55
15	Лягушатник на фюзеляже	55
16	Лягушатник перегородки для перевозки м	55
17	Лягушатник для перевозки самолета	55
18	Лягушатник для перевозки самолета	55
19	Лягушатник для перевозки самолета	55
20	Лягушатник для перевозки самолета	55
21	Лягушатник для перевозки самолета	55
22	Лягушатник для перевозки самолета	55
23	Лягушатник для перевозки самолета	55
24	Лягушатник для перевозки самолета	55
25	Лягушатник для перевозки самолета	55
26	Лягушатник для перевозки самолета	55
27	Лягушатник для перевозки самолета	55
28	Лягушатник для перевозки самолета	55
29	Лягушатник для перевозки самолета	55
30	Лягушатник для перевозки самолета	55
31	Лягушатник для перевозки самолета	55
32	Лягушатник для перевозки самолета	55
33	Лягушатник для перевозки самолета	55
34	Лягушатник для перевозки самолета	55
35	Лягушатник для перевозки самолета	55
36	Лягушатник для перевозки самолета	55
37	Лягушатник для перевозки самолета	55
38	Лягушатник для перевозки самолета	55
39	Лягушатник для перевозки самолета	55
40	Лягушатник для перевозки самолета	55
41	Лягушатник для перевозки самолета	55
42	Лягушатник для перевозки самолета	55
43	Лягушатник для перевозки самолета	55
44	Лягушатник для перевозки самолета	55
45	Лягушатник для перевозки самолета	55
46	Лягушатник для перевозки самолета	55
47	Лягушатник для перевозки самолета	55
48	Лягушатник для перевозки самолета	55
49	Лягушатник для перевозки самолета	55
50	Лягушатник для перевозки самолета	55
51	Лягушатник для перевозки самолета	55
52	Лягушатник для перевозки самолета	55
53	Лягушатник для перевозки самолета	55
54	Лягушатник для перевозки самолета	55
55	Лягушатник для перевозки самолета	55
56	Лягушатник для перевозки самолета	55
57	Лягушатник для перевозки самолета	55
58	Лягушатник для перевозки самолета	55
59	Лягушатник для перевозки самолета	55
60	Лягушатник для перевозки самолета	55
61	Лягушатник для перевозки самолета	55
62	Лягушатник для перевозки самолета	55
63	Лягушатник для перевозки самолета	55
64	Лягушатник для перевозки самолета	55
65	Лягушатник для перевозки самолета	55
66	Лягушатник для перевозки самолета	55
67	Лягушатник для перевозки самолета	55
68	Лягушатник для перевозки самолета	55
69	Лягушатник для перевозки самолета	55
70	Лягушатник для перевозки самолета	55

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL